

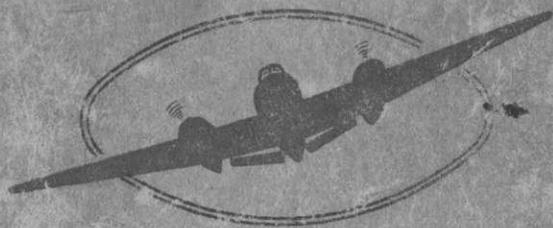
УСЗ-01
В-62

генерал-майор А. У. Ковалев

629.135.2

В 62

ОСНОВЫ ТЕОРИИ САМОЛЕТА



МОСКВА ИЗДАТЕЛЬСТВО НАРОДНОГО КОМИССАРИАТА ВОЗДУШНЫХ
СИЛ 1943

через

1921
Читя

MR

Инженер-майор А. И. ВОДЯНОЙ

529.13.5.2

В 62

ПРОВЕРЕНО 1961 г.

ОСНОВЫ ТЕОРИИ САМОЛЕТА

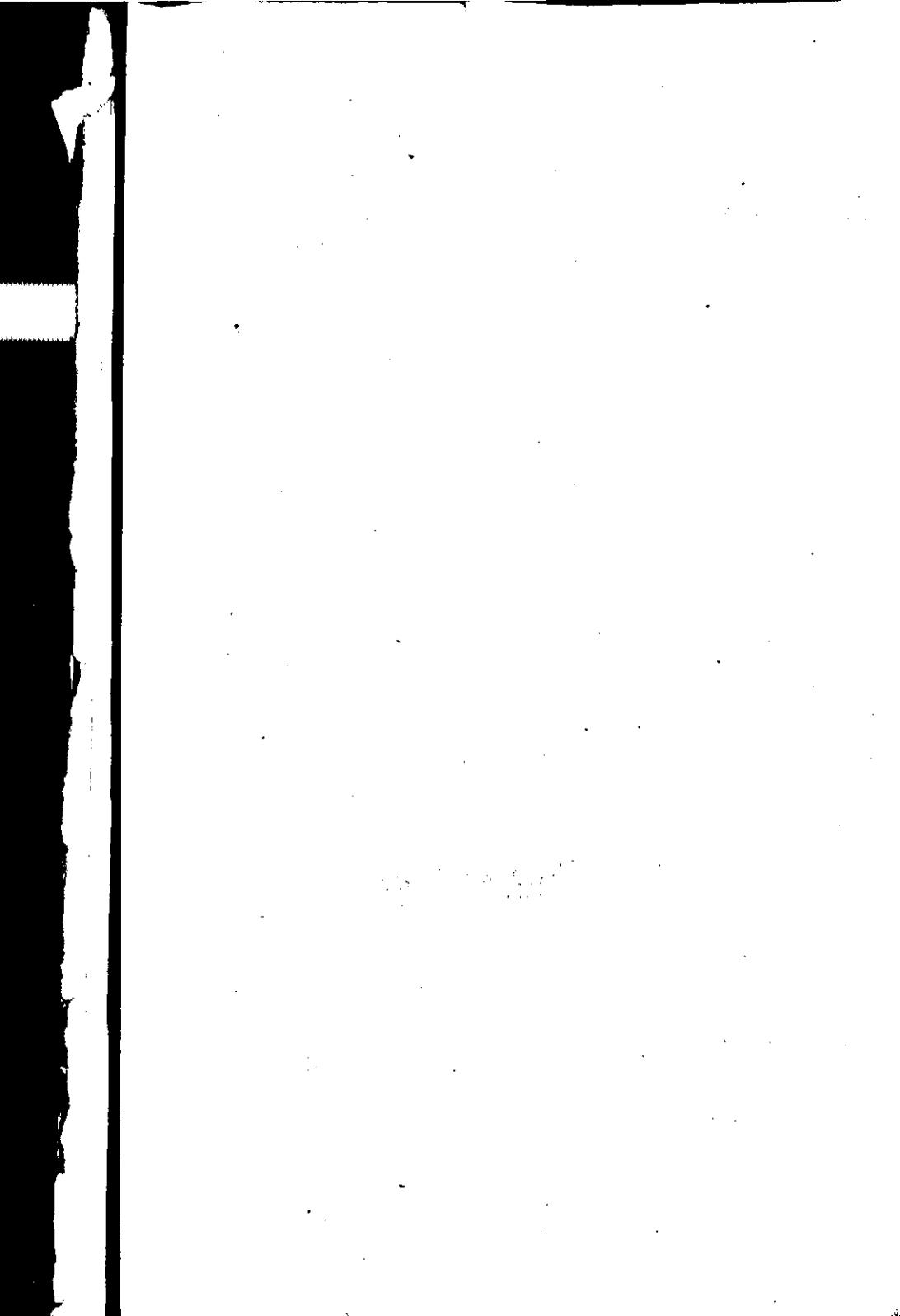
УТВЕРЖДЕНО
УВУЗ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ
В КАЧЕСТВЕ УЧЕБНИКА
ДЛЯ ШКОЛ АВИАМЕХАНИКОВ
ВВС КРАСНОЙ АРМИИ

1921
р/м. П
А-1665

Читальный зал

053-01

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
НАРОДНОГО КОМИССАРИАТА ОБОРОНЫ
МОСКВА — 1943



А. И. ВОДЯНОЙ — Основы теории самолета

Книга состоит из трех частей: часть 1-я — Конструкция самолетов, часть 2-я — Теория полета и часть 3-я — Равновесие, устойчивость и управляемость самолета.

Объем сведений и характер изложения учебного материала соответствуют требованиям программы самолетного цикла школ авиамехаников ВВС Красной Армии.

При составлении книги использованы материалы, относящиеся к современным самолетам.

Книга предназначена в качестве учебника для школ авиамехаников и как учебное пособие для строевых частей ВВС Красной Армии.

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ

Глава I

КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ

Самолет является летательным аппаратом тяжелее воздуха, имеющим неподвижно закрепленные крылья и двигатель с воздушным винтом. Крылья создают подъемную силу, удерживающую самолет в воздухе, а воздушный винт создает силу тяги для движения самолета в воздухе в нужном направлении.

Самолеты получили за последние годы весьма широкое распространение. Конструкция их непрерывно совершенствуется. Дальность, скорость и высота полета самолетов все время возрастают, увеличиваются также их скороподъемность и грузоподъемность.

Самолеты широко используются не только для военных целей, но и для обслуживания самых разнообразных отраслей народного хозяйства. В соответствии с большим разнообразием областей использования и условий эксплуатации самолетов их конструкции и летные характеристики также весьма разнообразны.

Самолеты классифицируют по их назначению, конструктивным особенностям и материалам, идущим на их изготовление.

1. Классификация самолетов по назначению

По своему назначению современные самолеты подразделяются на две основные группы: гражданские и военные.

Гражданские самолеты

К группе гражданских самолетов относятся транспортные, предназначенные для перевозки людей и грузов; почтовые и санитарные самолеты; самолеты, обслуживающие отдельные отрасли народного хозяйства страны (сельское хозяйство, охрана лесов, аэрофотосъемка, обслуживание различных промыслов, борьба с малярийными комарами, сельскохозяйственными вредителями и пр.).

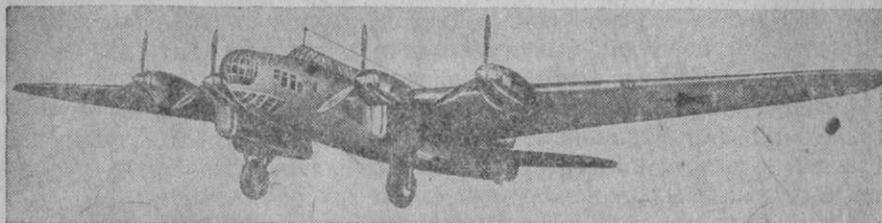
Однако значение гражданской авиации этим не исчерпывается. В военное время самолеты гражданской авиации используются на

боевых фронтах для высадки парашютных десантов, как средство связи, для транспортировки людей, боеприпасов, продуктов питания, медикаментов и другого имущества, необходимого для снабжения войск, для эвакуации раненых и многих других целей, в том числе и чисто военных (разведка, бомбометание ночью, связь со своими частями, находящимися в глубоком тылу противника, и т. д.).

Военные самолеты

К этой группе относятся самолеты, специально предназначенные для выполнения различных боевых заданий. В соответствии с боевым назначением военные самолеты делятся на следующие типы: бомбардировщики, истребители, разведчики, штурмовики и так называемые многоцелевые самолеты.

Самолеты-бомбардировщики (фиг. 1) предназначаются для уничтожения на земле живой силы противника и его техники (танков, артиллерии и пр.), а также для разрушения в тылу врага различных стратегических, промышленных, железнодорожных и политических его центров.



Фиг. 1. Четырехмоторный бомбардировщик Пе-8

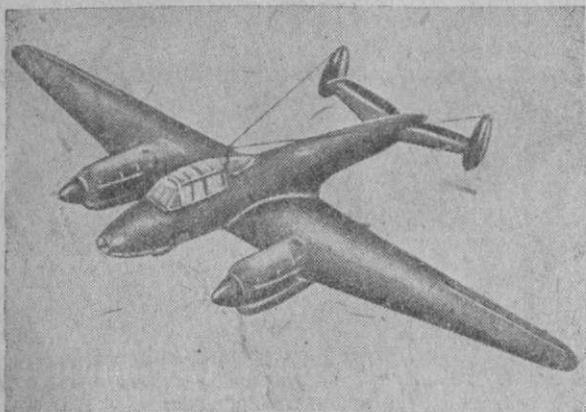
Самолеты этого типа могут поднимать бомбы различного веса на высоту 7—9 км, имея радиус действия примерно 1 500—2 000 км. Максимальные скорости лучших типов бомбардировщиков доходят до 500—550 км/час. Сильное вооружение и большие скорости полета современных бомбардировщиков уменьшают их уязвимость в воздушном бою.

Бомбардировочная авиация предназначена для ведения наступательных операций и является в большинстве стран основным видом военно-воздушных сил. В зависимости от радиуса действия она делится на дальнюю и ближнюю, а в зависимости от полетного веса самолетов — на тяжелую, среднюю и легкую.

Вооружение бомбардировочных самолетов подразделяется на стрелковое и бомбардировочное. Бомбы служат средством нападения, стрелковое вооружение — в основном средством обороны при отражении атак истребителей противника, но оно может быть использовано также и для нападения.

В настоящее время широкое развитие получил особый тип бомбардировщиков — так называемые пикирующие бомбардировщики (фиг. 2).

При выполнении бомбометания самолет, пикируя, движется непосредственно на цель, поэтому бомбометание с пикирования отличается большей точностью, обеспечивающей поражение небольших



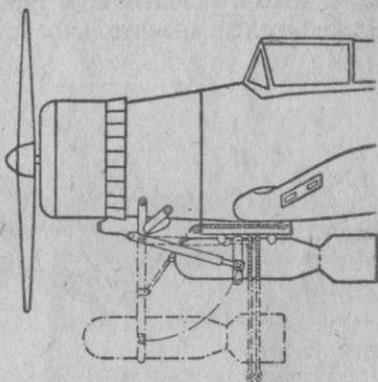
Фиг. 2. Пикирующий бомбардировщик Пе-2

по размерам целей (морских кораблей, танковых колонн, отдельных танков, различных укреплений противника, батарей и пр.). Кроме того, бомба, сброшенная с пикирующего самолета, имеет благодаря большой скорости пикирования большую пробивную силу, чем при обычном бомбометании с горизонтального полета.

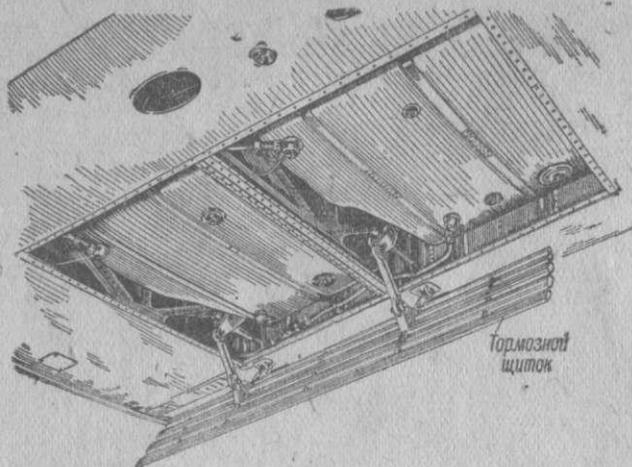
Чтобы не повредить при бомбометании воздушный винт, пикирующие бомбардировщики иногда снабжаются специальным приспособлением, позволяющим отводить бомбу от фюзеляжа за пределы воздушного винта (фиг. 3).

Для уменьшения скорости самолета при пикировании на крыльях пикирующих бомбардировщиков устанавливают специальные воздушные тормозные щитки. Отклонение тормозных щитков во время пикирования уменьшает скорость полета, аэродинамическую нагрузку крыльев при выходе из пикирования и облегчает пилоту вывод самолета из пикирования (фиг. 4).

Самолеты-истребители (фиг. 5) предназначены главным образом для уничтожения авиации противника в воздушном бою и на его аэродромах. Истребители могут вести бой в воздухе как над своей территорией, так и над территорией противника, причем во втором случае радиус их действия находится в пределах



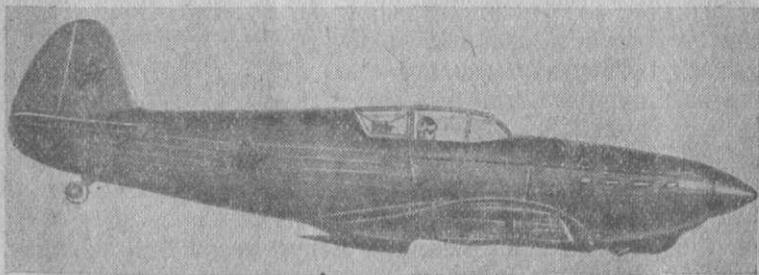
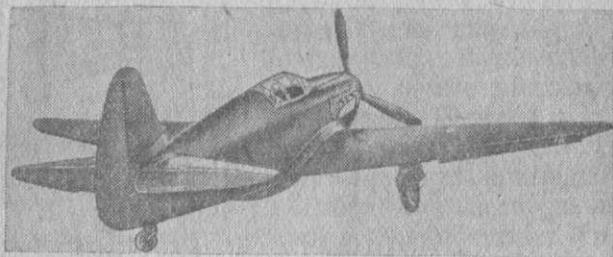
Фиг. 3. Схема подвески бомбы под фюзеляжем одномоторного пикирующего бомбардировщика (пунктиром показано положение непосредственно перед бомбометанием)



Фиг. 4. Положение воздушного тормозного щитка во время пикирования

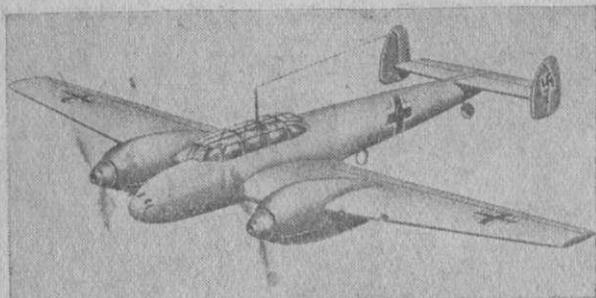
300—400 км от линии фронта. Кроме того, истребители могут выполнять задания по разведке и уничтожению наземных целей противника (живая сила, легкие сооружения, автоколонны, танки и пр.) огнем пушек и пулеметов и бомбами.

Самолеты-истребители обладают большими скоростями (500—650 км/час), хорошей маневренностью, скороподъемностью и мощным стрелково-пушечным вооружением; бомбардировочное же вооружение истребителей значительно уступает таковому у самолетов-бомбар-



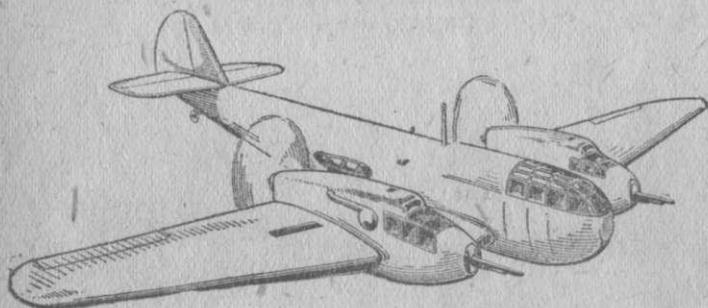
Фиг. 5. Одноместный истребитель Як-1

дивовщи́ков. Высота полета истребителей доходит до 11—12 км, причем набрать высоту в 5000 м современные истребители могут в течение 5—8 мин.



Фиг. 6. Двухместный истребитель Мессершмитт —
Me-110 С-5 (Германия)

Для защиты летчика от обстрела сзади него нередко устанавливается броня толщиной 8—10 мм; спереди голову летчика защищают иногда прозрачным козырьком из специального не пробиваемого пулями прозрачного стекла толщиной до 30—40 мм. В зависимости от числа членов экипажа истребители бывают одно-



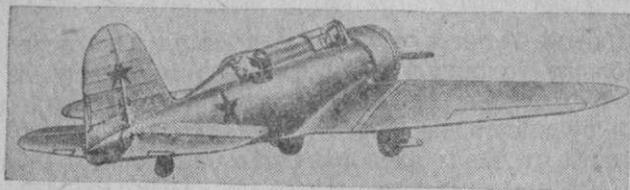
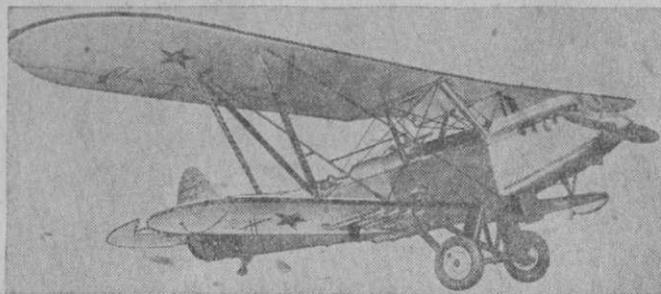
Фиг. 7. Многоместный двухмоторный истребитель
(крейсер) Белл ХЕМ-1 „Эраквиода“ (США).
Экипаж 5 человек

местные (фиг. 5), двухместные (фиг. 6) и многоместные (фиг. 7). Они делятся на скоростные и маневренные.

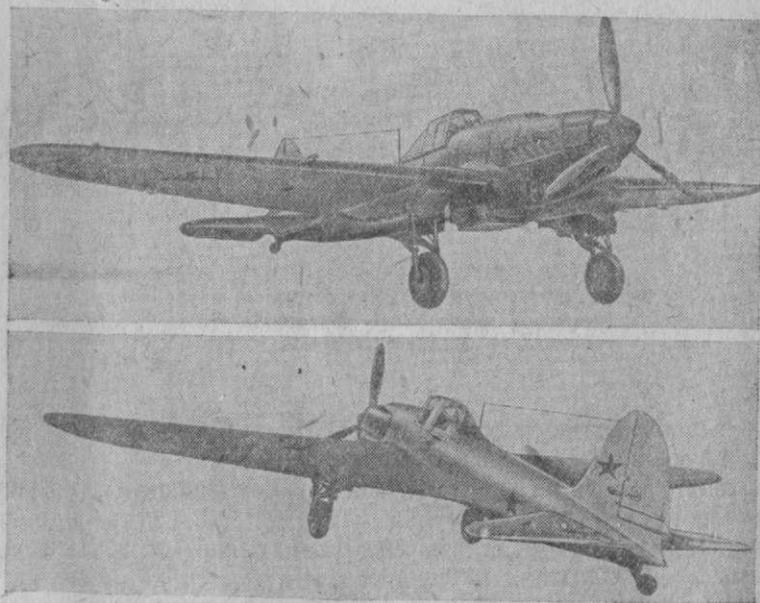
Самолеты-разведчики (фиг. 8) предназначены для разведки расположения частей противника и наблюдения за передвижением его войск, для наблюдения за железнодорожными путями и аэродромами в его ближнем и глубоком тылу. Необходимые сведения экипаж собирает путем личных наблюдений (при небольшой высоте полета) или фотографированием. Потолок (наибольшая высота по-

лета) разведывательных самолетов находится в пределах 7—8 км; скорость их доходит до 450 км/час.

Обычно разведку производят одиночными самолетами, но возможна и групповая разведка (разведка боем) целей, защищенных истребителями противника. Разведку боем замаскированных целей



Фиг. 8. Самолеты-разведчики Р-5 (вверху) и Р-10 (внизу)



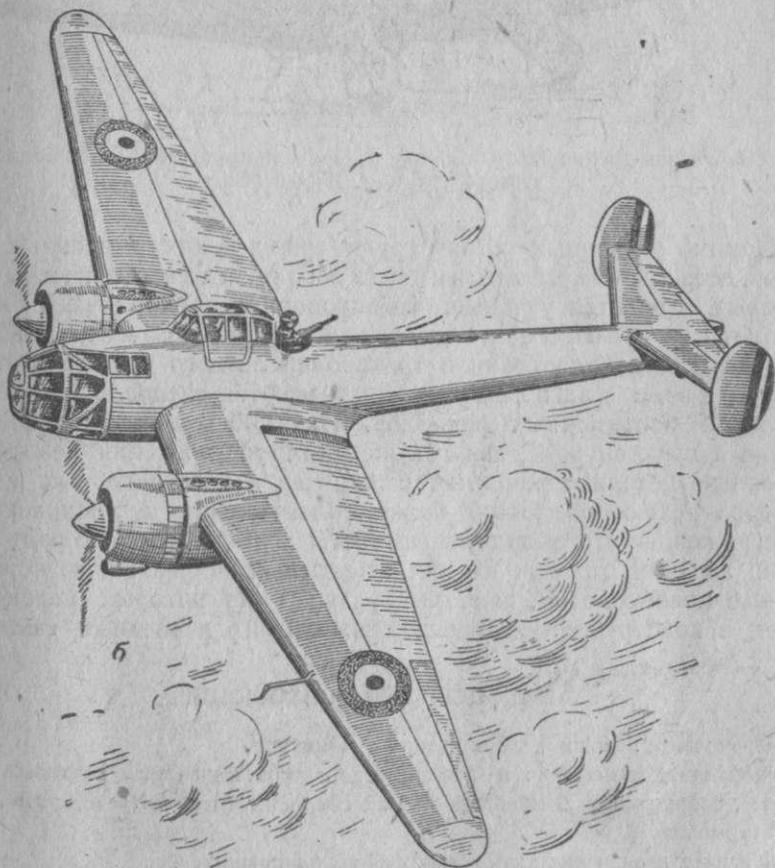
Фиг. 9. Самолет-штурмовик Ил-2

часто производят путем обстрела или бомбометания предполагаемого места скопления частей противника. В зависимости от радиуса действия разведчики могут быть ближними и дальними. Разведчики дальнего действия могут одновременно выполнять и задачи ближней бомбардировочной авиации.

Для бомбометания объектов противника, расположенных на небольшом удалении от линии фронта, в настоящее время широко используются наряду с бомбардировочными и разведывательными самолетами также и самолеты-истребители и штурмовики.

Самолеты-штурмовики (фиг. 9) предназначены для уничтожения живой силы противника, в особенности подвижных его соединений (кавалерия, танковые и моторизованные части и др.). Одновременно самолеты штурмовой авиации, имея мощное вооружение, могут быть с успехом использованы для поражения и разрушения неподвижных целей. В настоящее время самолеты-штурмовики являются эффективнейшим средством борьбы с танками.

Обычно штурмовые самолеты выполняют атаку с бреющего полета на высоте от 25 до 50 м при скорости полета 500 и больше километров в час.



Фиг. 10. Многоцелевой самолет Потез-63 (Франция)

Таблица 1

Сравнительные данные военных самолетов различного назначения

Характеристика Род авиации	Вес пустого самолета, кг.	Полетный вес, кг	Максимальная скорость, км/час	Крейсерская скорость, км/час	Посадочная скорость, км/час	Потолок, км	Дальность полета, км	Скороподъемность		Вооружение			
								вертикальная скорость, м/сек	набор высоты, м/мин	пушки ¹	пулеметы ¹	бомбы общий вес в кг и калибр	
Бомбардировщики	Ближние	1 500—3 000	2 500—4 000	400—500	300—350	100—130	7—10	1 000—2 000	6—8	$\frac{5\ 000}{8-9}$	—	1—2	$\frac{400-700}{\text{до } 100}$
	Средние (скоростные)	3 000—6 000	5 000—9 000	400—550	320—470	115—145	8—10	1 500—3 500	—	$\frac{4\ 000}{7-7,5}$	1	3—4	$\frac{500-2\ 000}{100-500}$
	Дальние	>6 000	>10 000	310—480	260—430	100—125	7—10	2 500—8 000	—	$\frac{4\ 000}{11-12}$	2	4—6	$\frac{1\ 500-3\ 000}{250-1\ 000}$
Истребители	1 200—2 200	1 700—3 000	500—550	350—500	120—150	9—13	800—1 300	15—25	$\frac{7\ 000-8\ 000}{10-15}$	2	2—4	$\frac{50-100}{8-25}$	
Разведчики	1 300—1 900	2 000—3 700	400—550	250—350	100—120	6—9	700—1 500	7—9	$\frac{3\ 000}{6-6,5}$	—	2—4	$\frac{300-600}{\text{до } 100}$	
Штурмовики	1 500—3 000	2 000—4 000	400—550	310—350	100—130	7—9	1 400—2 500	8—10	$\frac{5\ 000}{8-9}$	2	2—6	$\frac{400-600}{3-10}$	

¹ Наиболее распространенные калибры: пушек — от 20 до 25 мм, пулеметов — от 7,6 до 13,5 мм.

Для большей неуязвимости отдельные участки штурмовых самолетов покрывают прочной броней, защищающей экипаж и мотор от поражения при обстреле снизу, спереди и сзади.

Штурмовики часто действуют совместно со своими наземными войсками. Мощное вооружение, прочная броня и небольшая высота полета при большой скорости делают самолеты-штурмовики похожими на неуязвимую летающую крепость.

Многоцелевые самолеты предназначены для выполнения разнообразных боевых задач. Примером такого самолета может служить двухмоторный французский истребитель и дальний разведчик Потез-63 (фиг. 10), который также применялся в качестве среднего и пикирующего бомбардировщика.

Летно-тактические данные, характеризующие различные типы современных самолетов военной авиации, приведены в табл. 1.



Фиг. 11. Учебно-тренировочный самолет УТ-2 конструкции Героя Социалистического труда т. Яковлева

Помимо указанных выше групп гражданских и военных самолетов, есть еще самолеты специального назначения, к числу которых относятся учебные, тренировочные, рекордные и другие самолеты. Учебные и тренировочные самолеты предназначены для подготовки и тренировки летного состава (фиг. 11). Рекордные самолеты предназначаются специально для установления авиационных рекордов. Их особенность — непродолжительный срок службы, так как в целях установления рекорда все основные детали рекордных самолетов и установленных на них моторов делают возможно более облегченными и, следовательно, перегруженными. Рекордные самолеты играют большую роль в развитии авиации, так как на них испытываются различные конструктивные нововведения, наиболее удачные из которых переносятся затем в конструкции серийных гражданских и военных самолетов.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Перечислите основные типы военных самолетов.
2. Расскажите назначение и основные характеристики (летно-тактические данные, вооружение) бомбардировочных самолетов (истребителей, разведчиков, штурмовиков).
3. Поясните назначение пикирующих бомбардировщиков.

2. Классификация самолетов по конструкции

Главнейшими конструктивными признаками, по которым различают современные самолеты, являются: число крыльев и винтомоторных групп, тип шасси и материал, идущий на изготовление частей самолета.

Классификация самолетов по числу крыльев

По числу крыльев самолеты делятся на монопланы, бипланы и полуторопланы.

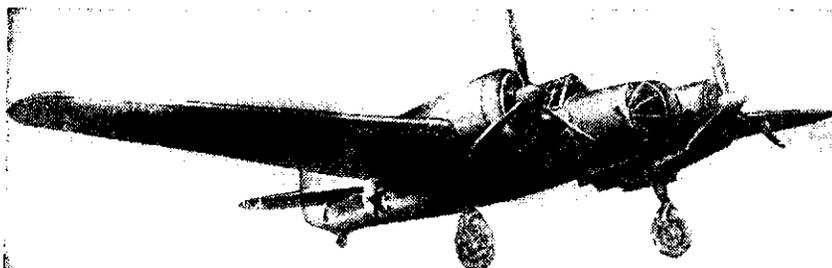
Моноплан — самолет, имеющий только одну несущую поверхность — крыло. Современный моноплан — один из наиболее распространенных типов самолетов, так как присущие ему летные качества выгодно отличают его от других типов самолетов. Поэтому очень легко встретить самолет-моноплан самого разнообразного назначения: от небольшого истребителя до громадного бомбардировщика.

По месту крепления крыльев к фюзеляжу монопланы делятся на: — низкопланы — когда крыло крепится к нижней части фюзеляжа (фиг. 12);



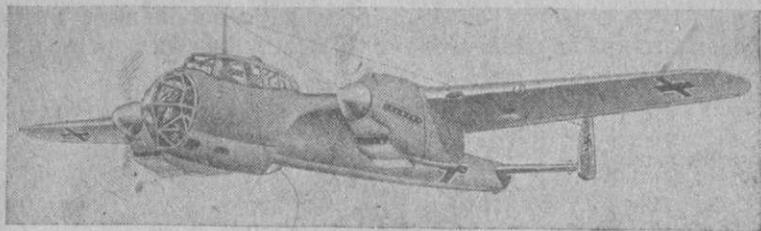
Фиг. 12. Самолет-низкоплан (истребитель МИГ-3)

— среднепланы — когда крыло крепится к средней части фюзеляжа (фиг. 13);



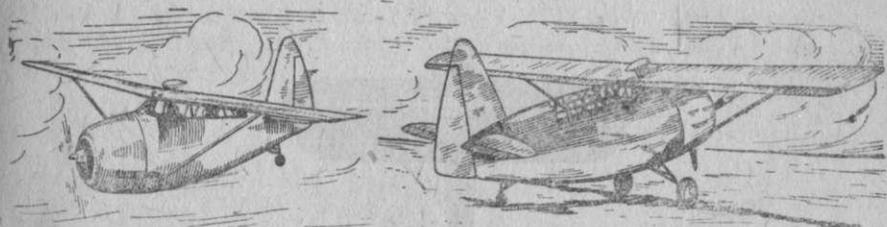
Фиг. 13. Самолет-среднеплан (бомбардировщик СБ)

—высокопланы— когда крыло крепится к верхней части фюзеляжа (фиг. 14);



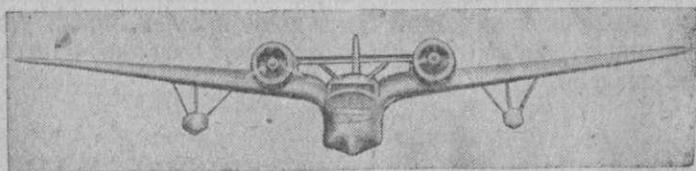
Фиг. 14. Самолет-высокоплан (средний бомбардировщик Дорнье — До-215, Германия)

— монопланы-парасоль — когда крыло с помощью системы подкосов крепится над фюзеляжем (фиг. 15).



Фиг. 15. Самолет-парасоль с подкосным крылом (разведчик Кертисс О-52, США)

Иногда встречаются монопланы с формой крыла, напоминающей форму крыла чайки. Такое крыло называют крылом «чайка» (фиг. 16) или «обратная чайка» (фиг. 17).



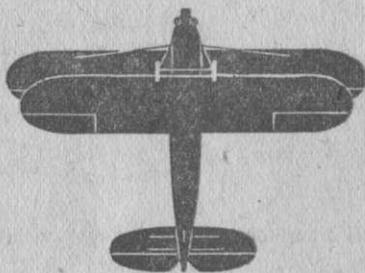
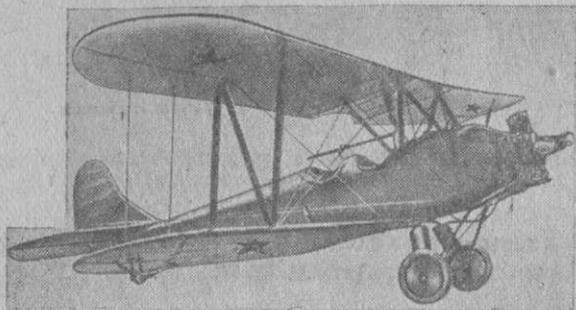
Фиг. 16. Самолет МДР-6 с крылом „чайка“



Фиг. 17. Бомбардировщик ЕР-2 с крылом „обратная чайка“

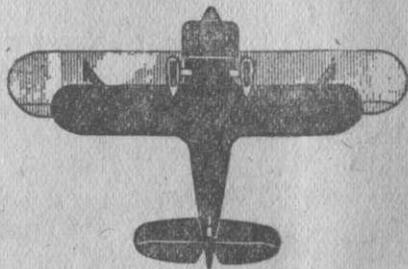
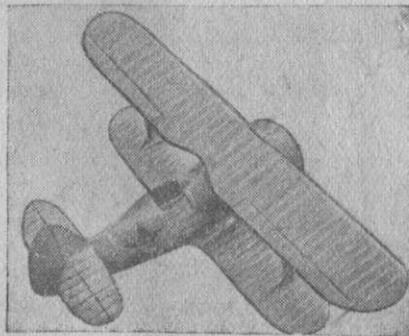
Биплан — самолет, имеющий два крыла, расположенные одно над другим, причем оба крыла имеют одинаковые размеры или же одно (обычно нижнее) несколько меньше другого.

На фиг. 18 в качестве образца биплана с небольшим выносом вперед верхнего крыла относительно нижнего показан хорошо известный советский учебный самолет У-2.



Фиг. 18. Учебный самолет-биплан У-2

Бипланы имеют худшие аэродинамические качества, чем монопланы, но зато они, во-первых, обладают большей маневренностью, что очень важно в воздушном бою, и, во-вторых, более удобны в обращении, при транспортировке и хранении благодаря небольшим размерам крыльев.



Фиг. 19. Истребитель И-15 бис, полутораклан

Полутораплан — самолет, имеющий, так же как и биплан, две несущие поверхности, причем одна из них (в большинстве случаев нижняя) значительно меньше другой по своим размерам (фиг. 19).

Для улучшения аэродинамических качеств самолета верхние крылья полуторопланов, как и у бипланов, обычно выносят вперед. По своим качествам полутороплан занимает среднее положение между монопланом и бипланом.

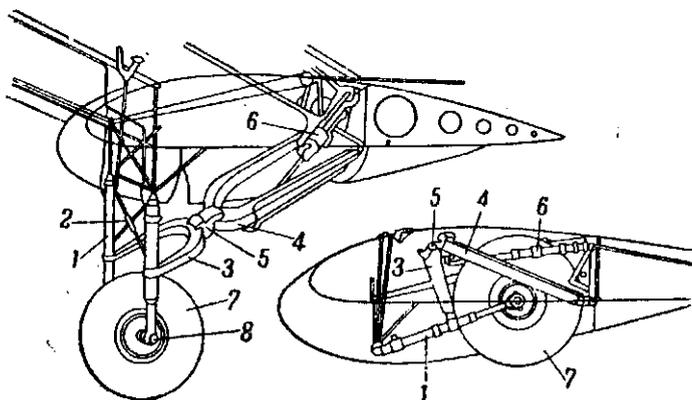
Полуторопланы применяются в качестве самолетов-разведчиков, бомбардировщиков ближнего радиуса действия и маневренных истребителей.

Классификация самолетов по типу шасси

По типу шасси самолеты делятся на сухопутные, гидросамолеты и амфибии.

Сухопутные самолеты могут приземляться только на суше. Посадка и передвижение их по земле осуществляются на колесах с пневматиками, а в зимних условиях — на лыжах, устанавливаемых на шасси самолета.

Большинство с временных самолетов имеет шасси, убирающееся в полете для уменьшения вредного сопротивления, которое оно оказывает при полете самолета.

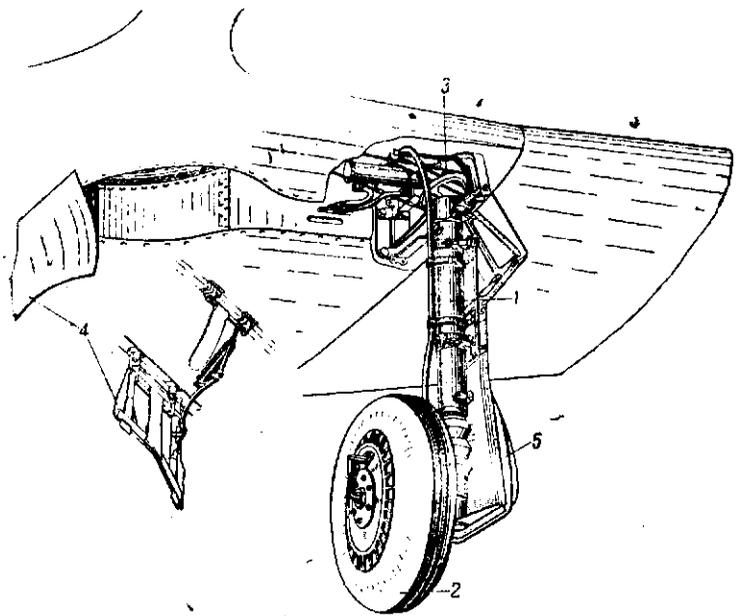


Фиг. 20. Шасси самолета Ил-2, убирающееся назад

Вверху — шасси выпущено для посадки; внизу — шасси убрано;
1 — амортизационная стойка; 2 — кр. стойка; 3, 4 — нижняя и верхняя половины лом шасси; 5 — ванок шасси; 6 — подъемник шасси; 7 — колесо; 8 — ось колеса

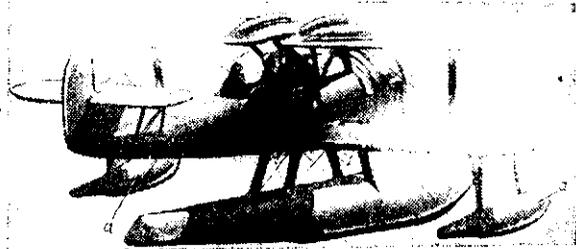
На фиг. 20 показано шасси самолета, убирающееся назад в моторную гондолу и большей своей частью скрытое внутри нее. Шасси самолета, убирающееся вдоль размаха крыла к фюзеляжу, показано на фиг. 21. Приведенные способы убирания шасси наиболее распространены.

Гидросамолеты могут производить взлет и посадку только на воду. Гидросамолеты бывают поплавкового и ледочного типов. Поплавковые гидросамолеты (фиг. 22) имеют под фюзеляжем вместо шасси обычного сухопутного самолета один или два поплавка,



Фиг. 21. Шасси самолета МИГ-3, убирающееся вдоль размаха крыла к фюзеляжу

1 — амортизационная стойка; 2 — колесо; 3 — механизм подъема шасси; 4, 5 — щитки шасси



Фиг. 22. Поплавковый гидросамолет КОР-1

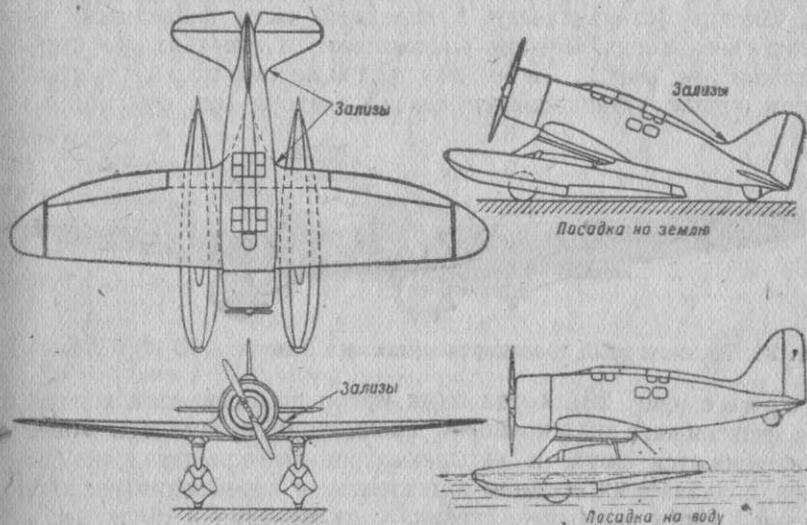


Фиг. 23. Гидросамолет МДР-6 лодочного типа

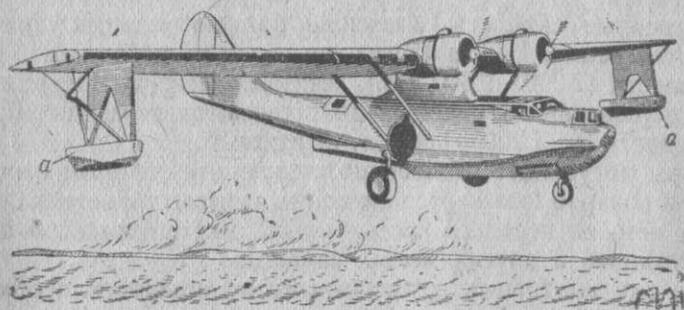
с помощью которых гидросамолет передвигается и держится на воде; иногда на ось колес сухопутных самолетов вместо колес шасси устанавливают два поплавка. Лодочные гидросамолеты (фиг. 23) садятся на воду своим фюзеляжем, являющимся одновременно и лодкой.

Под крыльями лодочных и поплавковых гидропланов устанавливают дополнительные небольшие поплавки *a* (фиг. 22 и 23), удерживающие крыло от опускания его в воду при посадке самолета с креном. Эти поплавки иногда делают частично убирающимися в полете.

Самолеты-амфибии могут взлетать и садиться на сушу и на воду, так как на самолете рядом с поплавками установлены



Фиг. 24. Схема самолета-амфибии Северского SEV-3 (США) поплавкового типа



Фиг. 25. Самолёт-амфибия „Консолидейтед“ PBV-28 (США) лодочного типа

такие же колеса, как на шасси сухопутных самолетов. Взаимное расположение поплавков и колес должно быть таким, чтобы при посадке на землю поплавков не касался ее.

Посадку и передвижение по воде самолет-амфибия осуществляет с помощью поплавков. На фиг. 24 показана схема конструкции самолета-амфибии SEV-3 (США) поплавкового типа, а на фиг. 25 — само-

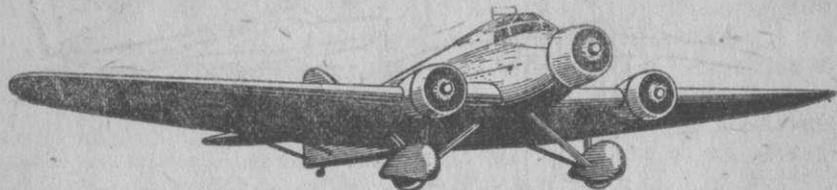
лета-амфибии «Консолидейтед» РВУ-28 лодочного типа. Последний самолет интересен тем, что его подкрыльные поплавки в убранном положении составляют концевую часть крыла.

У самолетов-амфибий во время полета и при движении по воде колеса убираются под крылья или внутрь корпуса лодки (или поплавка).

Классификация самолетов по числу винтомоторных групп

По количеству и расположению винтомоторных групп современные самолеты представляют собой чрезвычайно пеструю картину.

Самолеты могут быть: одномоторные (см. фиг. 5, 8, 9 и 11), когда мотор устанавливают в передней части фюзеляжа; двухмоторные, когда моторы располагают в крыльях по сторонам фюзеляжа (см. фиг. 2, 7 и 10), или четырехмоторные, когда на каждом крыле устанавливают по два мотора (см. фиг. 1); трех-



Фиг. 26. Трехмоторный транспортный самолет Юнкерс — Ю-52 (Германия)

моторные (фиг. 26), когда один мотор располагается в передней части фюзеляжа, а два в крыльях. Трехмоторные самолеты постепенно вытесняются двух- и четырехмоторными вследствие неудобств обзора, создаваемых средним двигателем, и стремления располагать в носовой части фюзеляжа стрелка с пулеметами и пушками.

Самолеты с числом моторов больше двух называются многомоторными.

Современные самолеты, имеющие больше четырех двигателей, встречаются редко. На самолетах же, требующих большой суммарной мощности (7 000—9 000 л. с.), устанавливают четыре, реже шесть новейших усовершенствованных двигателей, развивающих повышенную мощность до 1 200—1 500 л. с. каждый.

Моторы могут быть размещены следующим образом: в ряд, друг за другом попарно (такое расположение называют тандем), над крылом, под ним, на передней кромке крыла, внутри крыла, в передней части фюзеляжа и других местах самолета.

Число винтомоторных групп зависит от мощности, необходимой для полета самолета; расположение их тесно связано с конструкцией самолета, его аэродинамической схемой и удобствами эксплуатации. С этой точки зрения наибольшим разнообразием отличаются наряду с гражданскими самолетами самолеты бомбардировочной авиации, у которых число винтомоторных групп колеблется чаще всего от одной до четырех.

Подавляющее большинство истребителей, разведчиков и штурмовиков имеет одну винтомоторную группу, хотя есть самолеты этих типов и с большим числом моторов.

Классификация самолетов по материалам изготовления

В зависимости от материала, идущего на изготовление фюзеляжей и крыльев самолетов, последние подразделяются на самолеты деревянной, металлической и смешанной конструкции.

В самолетах деревянной конструкции крылья и фюзеляж сделаны из дерева. Самолеты, изготовленные целиком из дерева, не встречаются, так как для ряда деталей самолета (узлы, шасси, моторама и др.) приходится всегда применять металл.

Положительное качество деревянных конструкций при наличии достаточных запасов дерева—дешевизна материалов и их обработки при постройке самолетов. Ремонт деревянных крыльев и фюзеляжей также дешевле и проще, чем ремонт этих же частей самолетов металлической конструкции.

Отрицательными свойствами дерева как авиационного материала являются:

1. Изменение механических качеств дерева в зависимости от атмосферных условий.

2. Зависимость механических качеств деревянных деталей от того, из какой части ствола они изготовлены. Неоднородность ствола дерева по высоте и в поперечном сечении заставляет рассчитывать детали на более низкие значения допускаемой для дерева нагрузки, что увеличивает размеры и вес частей самолета.

3. Большая подверженность дерева гниванию, что сокращает срок службы самолетов деревянной конструкции и усложняет их эксплуатацию и хранение. В военное время, когда сроки службы самолетов зависят в большей степени от их боевых действий, чем от условий хранения и эксплуатации, этот дефект имеет меньшее значение.

4. Опасность в пожарном отношении при эксплуатации самолетов.

Для постройки самолетов деревянной конструкции применяется древесина сосны, липы и березовая фанера. В настоящее время широко применяется так называемое улучшенное дерево (дельта-древесина). Дельта-древесина изготавливается из нескольких (10—13) листов березового или соснового шпона (тонкие листы фанеры толщиной от 0,15 до 1,5 мм), пропитанных перед склейкой бакелитом. Склейка листов фанеры производится под давлением 100—150 кг/см² при температуре 120—150°C и выдержке под прессом в течение 50—70 мин. (в зависимости от толщины листов).

Дельта-древесина имеет высокие механические качества, хорошо противостоит действию влаги, выдерживая длительное пребывание в воде без всяких признаков гниения. Поэтому дельта-древесина более прочна, имеет больший срок службы, чем обычное дерево, и применяется для изготовления таких наиболее ответственных и нагруженных деталей самолета, как лонжероны крыльев, лопасти воздушных винтов, фюзеляжи монокок и др.

Самолеты металлической конструкции имеют металлические фюзеляж и крылья. Несмотря на то что самолеты металлической конструкции обходятся дороже деревянных, они очень распространены. Это объясняется высокими механическими свой-

ствами металла, большими сроками службы и сравнительно меньшим весом самолетов металлической конструкции при той же прочности, что и деревянных.

В настоящее время наиболее распространенные для металлических самолетов авиационные материалы—сталь и дуралюмин (легкий сплав алюминия и меди). Применение высококачественной стали и дуралюмина позволяет выполнять легкие и достаточно прочные конструкции. Основные недостатки дуралюмина и стали—их дефицитность, так как они широко применяются во всех отраслях народного хозяйства, высокая стоимость, подверженность коррозии (ржавлению) и трудности производственного характера (особенно для стали).

Несмотря на эти недостатки, сталь и дуралюмин настолько сильно внедрились в авиационное строительство, что имеется немало самолетов любого назначения и различного полетного веса, изготовленных исключительно из металла. Самолеты, у которых все детали, включая обшивку крыльев и фюзеляжа, а также конструкцию остальных частей, выполнены из металла, называют цельнометаллическими.

К группе самолетов смешанной конструкции относятся такие самолеты, у которых крылья деревянные, а фюзеляж металлический, или наоборот. Самолеты с деревянными фюзеляжами и металлическими крыльями встречаются реже. Самолеты смешанной конструкции встречаются чаще деревянных, но реже цельнометаллических конструкций.

К самолетам смешанной конструкции относят также самолеты, у которых отдельные элементы крыльев и фюзеляжа сделаны из металла (например лонжероны, нервюры, шпангоуты), а обшивка из фанеры или пластмассы, или одна часть фюзеляжа деревянная, а другая металлическая.

В последнее время начинают появляться самолеты, отдельные элементы которых изготовлены из пластмассы. Детали самолета, сделанные из пластмассы, легко и быстро обрабатываются, обладают высокой прочностью, мало подвержены влияниям колебаний атмосферных условий и дешевле металлических деталей. Кроме того, с применением пластика в самолетостроении освобождается большое количество весьма ценных, нередко дефицитных высококачественных материалов, которые могут быть использованы для различных целей в других отраслях народного хозяйства.

Из пластмассы изготавливают для самолета винты, части крыла и фюзеляжа, их обшивку, тормозящую прокладку тормозных колес, прозрачные фонари кабин, козырьки и др.

При постройке самолета наибольшее распространение в настоящее время получил дуралюмин, затем широко применяются высококачественные, так называемые легированные стали и, наконец, древесина.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

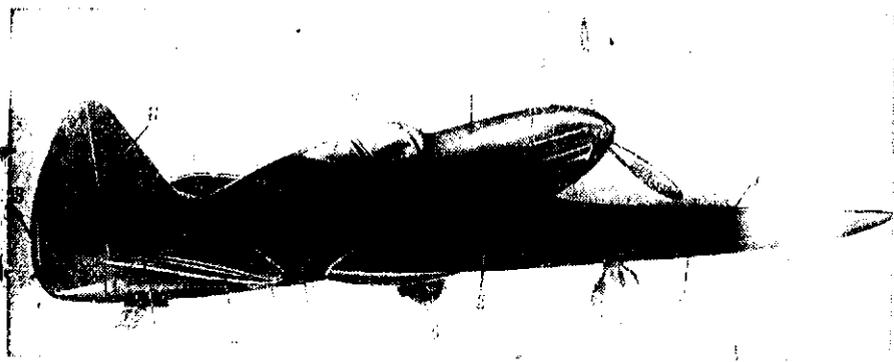
1. Как классифицируют самолеты по числу крыльев?
2. Какие самолеты называют монопланами, бипланами и полуторопланами? Их особенности?

3. Чем различаются между собой самолеты низкопланы, среднепланы и высокопланы?
4. Как классифицируют самолеты по типу шасси?
5. Какие самолеты называют сухопутными, гидросамолетами, амфибиями?
6. Как классифицируют самолеты по числу винтомоторных групп?
7. Как могут быть расположены моторы на самолете? Покажите на модели самолета.
8. Как классифицируют самолеты по материалам, из которых они изготовлены? Расскажите особенности дерева как авиаматериала.
10. Какие самолеты называют металлическими и цельнометаллическими? Из каких материалов их изготавливают?
11. Из каких материалов изготавливают самолеты смешанной конструкции?
12. В чем заключаются преимущества применения в самолетостроении пластмасс и дельта-древесины?

Г л а в а П

ОСНОВНЫЕ ЧАСТИ САМОЛЕТА

Самолет состоит из ряда деталей, каждая из которых имеет определенное назначение. К основным частям самолета относятся крылья, фюзеляж, органы управления, органы приземления и винтомоторная группа (фиг. 27).



Фиг. 27. Части самолета:

1 — консоль крыла; 2 — центроплан; 3 — фюзеляж; 4 — мотор; 5 — воздушный винт; 6 — шасси; 7 — фонарь кабины пилота; 8 — стабилизатор; 9 — руль высоты; 10 — триммер руля высоты; 11 — кань; 12 — руль поворота; 13 — триммер руля поворота; 14 — элерон; 15 — костыльное колесо; 16 — антенна радиостанции

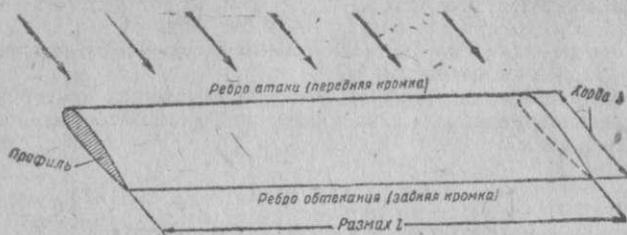
3. Конструкция крыльев

Крылья являются основной и наиболее существенной частью всего самолета. Их назначение заключается в том, чтобы создать силу, способную поддержать самолет в воздухе, как бы «нести» его; поэтому крылья иначе называют несущими поверхностями.

Линия, ограничивающая крыло спереди, называется ребром атаки; линия, ограничивающая крыло сзади, называется ребром обтекания.

Основными геометрическими характеристиками крыла являются: наибольшая длина или размах l (фиг. 28); глубина крыла, или орда b ; форма крыла в поперечном сечении—так называемый

профиль крыла; очертания крыла—его форма в плане. Форма профиля крыла, его контуры в плане и величина хорды наряду с другими характеристиками определяют работу крыла в полете, так как от них зависит величина аэродинамических сил, возникающих при движении крыла. Поэтому значение геометрических характеристик крыла и влияние их на полет самолета чрезвычайно велики.



Фиг. 28. Основные элементы крыла

Как уже сказано, самолеты в зависимости от числа несущих поверхностей разделяются на монопланы, бипланы и полуторопланы. Рассмотрим конструкцию и способы крепления крыльев в самолетах каждого типа.

Крылья монопланов .

Крылья монопланов состоят обычно из трех частей: центральной части крыла, называемой центропланом, и двух отъемных концевых частей, называемых консолями крыла. Центроплан является основной силовой частью крыла моноплана, к которой крепятся отъемные консольные части крыла, моторамы, шасси, фюзеляж.

В настоящее время встречаются монопланы, крылья которых не имеют центроплана и состоят из двух отдельных частей — половинок крыла, присоединяемых непосредственно к фюзеляжу. Применяются также и цельные крылья, выполненные не из двух частей, а как одно целое; такие крылья также крепятся непосредственно к фюзеляжу.

Способы крепления крыльев. Монопланы по способу крепления крыльев к центроплану делятся на свободнонесущие, подкосные и расчалочные; последние встречаются среди современных самолетов как исключение.

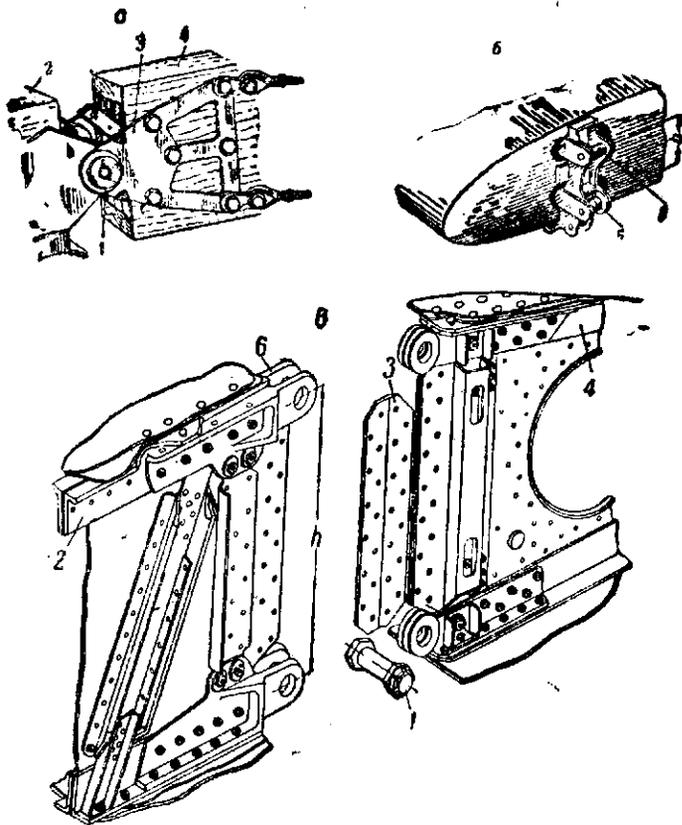


Фиг. 29. Моноплан с расчалочным креплением крыла

Крылья свободнонесущих монопланов крепятся к центроплану или фюзеляжу только узлами; крылья подкосных монопланов (см. фиг. 15) крепятся к центроплану узлами и подкосами, крылья расчалочных монопланов (фиг. 29) — с помощью узлов и расчалок на верхней и нижней поверхностях крыла.

Соединение крыла с центропланом или фюзеляжем может быть шарнирное и жесткое.

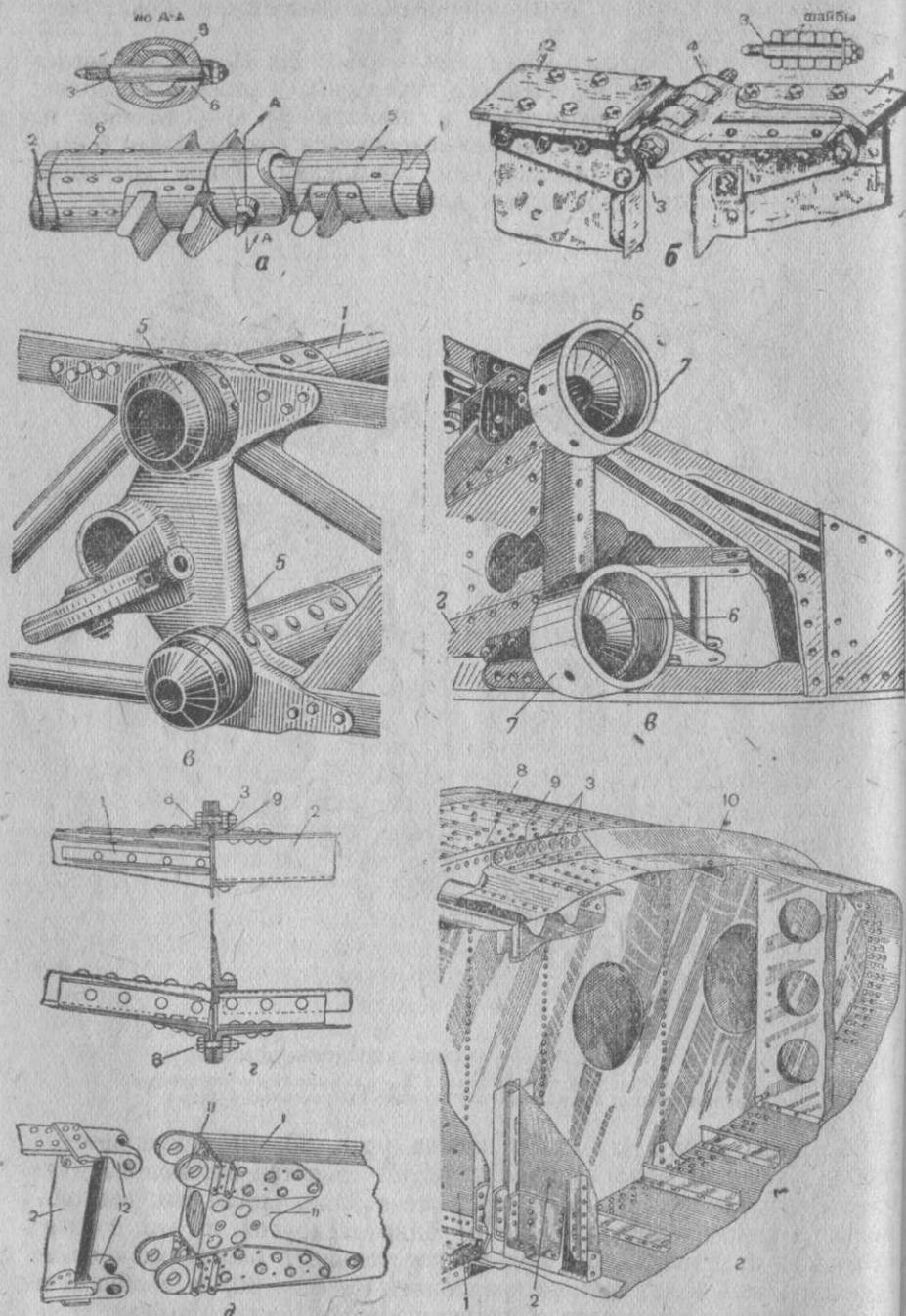
Шарнирное крепление крыла (фиг. 30, а) осуществляется с помощью болта 1, пропущенного через ушко башмака, укрепленного на лонжероне 2 фюзеляжа, и накладке 3, укрепленной на лонжероне 4 крыла. Крыло может повернуться вокруг болта 1, если оно не закреплено подкосами или расчалками. Такое крепление крыла применяется у подкосных или расчалочных монопланов.



Фиг. 30. Шарнирное и жесткое крепление крыльев:

1 — болт; 2 — лонжерон центроплана; 3 — накладка; 4 — лонжерон консоли крыла; 5 — распорные втулки; 6 — ушковой башмак

Жесткое крепление крыла (фиг. 30, б) применяется у свободнонесущих монопланов. Оно осуществляется с помощью двух болтов, пропущенных через распорные втулки. Последние расположены на некотором расстоянии h одна от другой, и это создает жесткость крепления. Чем больше расстояние h между распорными втулками, тем более жестко крепление. На фиг. 30, в изображена часть высокого лонжерона 4 с двумя ушками 6 для болтов крепления крыла к центроплану. Очевидно, такое крепление будет более жестким, чем на фиг. 30, б, так как расстояние h между точками крепления больше и крыло труднее повернуть на болтах.



Фиг. 31. Стыковые узлы консолей крыльев с центропланом или фюзеляжем
 1 — лонжерон крыла; 2 — лонжерон центроплана; 3 — стыковые болты; 4 — гребенка;
 5 — стыковой стакан крыла; 6 — стыковой стакан центроплана; 7 — соединительная
 гайка; 8 — стыковой угольник крыла; 9 — стыковой угольник центроплана; 10 — обте-
 катель стыка; 11 — стыковой башмак крыла; 12 — ушко лонжерона центроплана

Центроплан свободонесущего моноплана соединяется с фюзеляжем по-разному: он может быть выполнен как одно целое с фюзеляжем, может быть соединен болтами с фюзеляжем или укреплен над ним с помощью системы подкосов.

На фиг. 31 изображены различные конструкции стыковых узлов крепления крыльев с центропланами:

1) стыковыми стаканами и конусными болтами 3 (фиг. 31, а), укрепленными на лонжеронах 1 крыла и 2 центроплана; 2) стыковыми гребенками 4, соединенными болтами 3 (фиг. 31, б);

3) шаровым соединением (фиг. 31, в), когда на лонжероне крыла укреплен стакан 5 с выпуклой, а на лонжероне центроплана стакан 6 с вогнутой сферической поверхностью, причем стаканы 5 и 6 связаны соединительной гайкой 7;

4) стыковыми угольниками (фиг. 31, г) 8 и 9 крыла центроплана типа моноблок, идущими вдоль всего профиля крыла и соединенными между собой большим числом стыковых болтов 3, закрытых снаружи обтекателем 10 стыка;

5) стыковыми башмаками 11 (фиг. 31, д), укрепленными на лонжероне 1 крыла и соединенными с помощью болтов с ушками 12 лонжерона 2 центроплана.

Конструкция крыльев монопланов. Крылья монопланов могут быть деревянными и металлическими, с полотняной, фанерной и металлической обшивкой.

Деревянные крылья. На фиг. 32, а изображено деревянное неразъемное крыло, правая и левая консоли которого представляют собой одно целое.

Силовой каркас этого крыла состоит из двух лонжеронов (переднего 1 и заднего 2), нескольких усиленных нервюр 3, нормальных нервюр 4, стрингеров 5 и фанерной обшивки.

Лонжероны являются ответственнейшими силовыми элементами крыла, воспринимающими всю нагрузку с обшивки и нервюр крыла.

Фанерная обшивка передает давление воздуха на нервюры и лонжероны крыла и участвует при этом в работе силовых элементов крыла, уменьшая их нагрузку.

Нервюры (нормальные и усиленные) создают требуемую форму крыла в поперечном сечении — так называемый профиль крыла; кроме того, нервюры воспринимают воздушную нагрузку с обшивки крыла и передают ее на лонжероны, участвуя вместе с ними в работе крыла; усиленные нервюры выполнены более прочными, так как они несут обычно большие местные нагрузки (от прикрепляемых к ним узлов шасси, бензобаков, бомбодержателей и других грузов, располагаемых в крыле).

Стрингеры соединяют средние части нервюр, придавая нервюрам необходимую жесткость. Кроме того, стрингеры увеличивают жесткость фанерной обшивки.

Кроме перечисленных деталей, в конструкцию рассматриваемого крыла входят: концевой обод 6, связывающий концы лонжеронов, носики и хвостики крайних нервюр; дюралюминовая ферма 7, к ко-

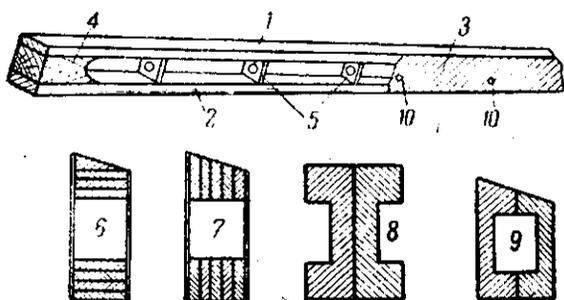
горой крепится узел шасси и жесткость трапа 8, предохраняющие от поломок нервюры крыла, расположенные у фюзеляжа.

Сзади крыло ограничено обтекателем 10 выреза для элеронов и задним ободом 11, создающим ребро обтекания крыла; такой же обод в передней части крыла образует его ребро атаки.

Крыло крепится к фюзеляжу с помощью узлов 12 (фиг. 32, б). Подкосы 13 усиливают крыло у места стыка с фюзеляжем; к узлам 14 (фиг. 32, а) на заднем лонжероне подвешивается элерон.

С деревянными деталями крыла лонжерон соединяется посредством сосновых бобышек или уголков, приклеиваемых казеиновым клеем и закрепляемых мелкими оцинкованными гвоздями или дюралюминовыми уголками на болтах. Лонжероны соединяются с металлическими деталями крыла металлическими узлами, укрепленными на лонжеронах.

Деревянные лонжероны имеют чаще всего коробчатое сечение (фиг. 33). Лонжерон состоит из полок — верхней 1 и нижней 2.



Фиг. 33. Детали деревянных лонжеронов:

1, 2 — верхняя и нижняя полки; 3 — фанерная обшивка; 4 — бобышки; 5 — диафрагмы; 6, 7, 9 — поперечные сечения коробчатых лонжеронов; 8 — поперечное сечение двутаврового лонжерона; 10 — дренажные отверстия

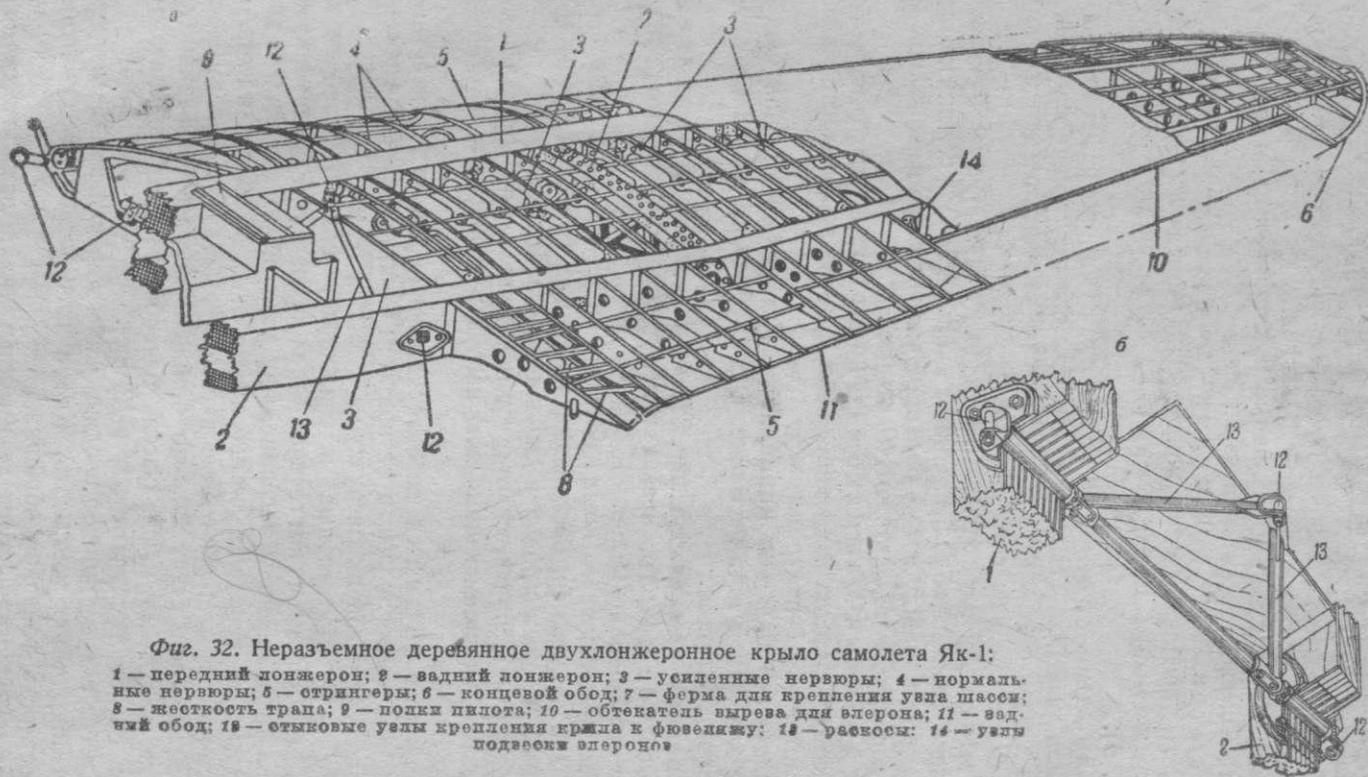
обшитых с боков фанерой 3. Полки деревянных лонжеронов по длине и в поперечном сечении состоят из нескольких досок, склеенных казеиновым клеем.

По длине лонжерона вставлены бобышки 4 (в торцах, в местах крепления различных узлов) и диафрагмы 5 (в местах установки червю). В стенках 3 нередко делают дренажные отверстия 10 для стока воды.

Все нервюры делятся на три основных типа: балочные, ферменные и балочно-ферменные.

Балочные нервюры (фиг. 34, а) состоят из верхней 1 и нижней 2 полок, соединенных фанерной стенкой 3 с вырезами в ней для облегчения и стойками 4. В стенке сделаны два выреза, через которые проходят передний 5 и задний 6 лонжероны крыла. Такая червюра работает на изгиб, как балка.

Ферменная нервюра (фиг. 34, б) состоит из двух полок, соединенных между собой сосновыми стойками 4, раскосами 7 и

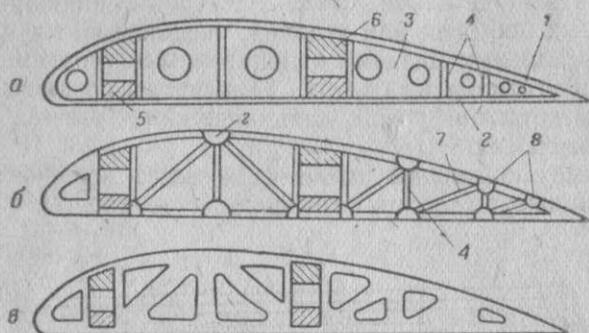


Фиг. 32. Неразъемное деревянное двухлонжеронное крыло самолета Як-1:

1 — передний лонжерон; 2 — задний лонжерон; 3 — усиленные нервюры; 4 — нормальные нервюры; 5 — стрингеры; 6 — концевой обод; 7 — ферма для крепления уха шасси; 8 — жесткость трапа; 9 — полки пилота; 10 — обтекатель выреза для элерона; 11 — задний обод; 12 — стыковые узлы крепления крыла к фюзеляжу; 13 — раскосы; 14 — узлы подвески элеронов

фанерными накладками (кницами) 8. Элементы ферменной нервюры работают на растяжение и сжатие.

Балочно-ферменная нервюра (фиг. 34, в) также состоит из двух полок, соединенных между собой боковой фанерной обшивкой с отверстиями для облегчения. Фанера усилена раскосами и стойками, создающими ферменную часть нервюры; полки и фанера создают ее балочную часть.



Фиг. 34. Типы деревянных нервюр и их детали:

а — балочная нервюра; б — ферменная; в — балочно-ферменная; 1, 2 — верхняя и нижняя полки; 3 — фанерная стенка; 4 — стойки; 5, 6 — передний и задний лонжероны; 7 — раскосы; 8 — накладки (кницы)

Понятие о фермах и балках. Балками называют брусья, работающие на изгиб и кручение. Простейшим примером балки служит горизонтальная труба турника, испытывающая поперечный изгиб под действием силы веса гимнаста. Лонжерон (см. фиг. 33) и нервюра (фиг. 34, а) также являются балками. Особенность балочных конструкций (балок) заключается в том, что главную роль в восприятии нагрузки играют их крайние участки, наиболее удаленные от оси балки по высоте (например полки лонжерона). Поэтому балки обычно делают внутри полыми, так как центральная их часть, расположенная близко к оси, все равно нагружена очень мало.

Фермой называется конструкция из стержней, шарнирно соединенных в треугольники таким образом, что все элементы фермы работают только на растяжение или сжатие. Следует отметить некоторую условность, понятия «шарнирность» в определении фермы, так как соединение ее стержней производится обычно или путем сварки или с помощью заклепок и стержни фермы вокруг такого «шарнира» вращения не имеют. Такая условность намного облегчает расчет фермы; если же оси стержней, сходящихся в узлах, пересекаются в одной точке (например точка з фиг. 34, б), то такая условность практически не внесет в расчет никаких погрешностей. Примерами ферменной конструкции являются ферменная нервюра (фиг. 34, б), мостовые фермы и др.

Применять в самолете ферменные конструкции выгоднее балочных, так как различные материалы гораздо лучше работают на

растяжение и сжатие, чем на изгиб и кручение. Поэтому ферменные конструкции очень широко распространены.

Лонжероны крыльев, как и нервюры, могут быть балочные, работающие на изгиб и кручение, и ферменные, все части которых работают только на растяжение и сжатие. Деревянные лонжероны бывают только балочные, металлические же могут быть и балочные и ферменные. Балочные лонжероны подкосных и расчалочных крыльев могут, кроме изгиба и кручения, работать на растяжение и сжатие.

На фиг. 35 и 36 показаны центроплан и крыло смешанной конструкции истребителя МИГ-3 (центроплан металлический, а консоли деревянные).

Каркас центроплана состоит из одного лонжерона 1 (фиг. 35), двух усиленных стрингеров — переднего 2 и заднего 3 и десяти нервюр (по пять с каждой стороны фюзеляжа). Нервюры соединены тремя нормальными стрингерами 5. Центроплан стыкуется с фюзеляжем узлами 6, 7 и 8; к узлам 9 крепится консольная часть крыла. Снизу, между лонжероном и стрингером 3, для усиления центроплана, установлен на болтах силовой дуралюминовый щит 10, состоящий из обшивки 11, профилей 12 и накладок (книц) 13. Обшит центроплан гладкими дуралюминовыми листами.

На фиг. 36 изображена консольная часть крыла того же самолета. Консоль состоит из лонжерона 1 коробчатого сечения, переднего 2 и заднего 3 усиленных коробчатых стрингеров, ряда стрингеров 4 обычного типа, пяти усиленных нервюр 5, десяти нормальных нервюр 6, заднего обода 7, концевой дуги 8, рейки 9, ограничивающей вырез для элерона, узлов 10, 11 и 12 для крепления крыла к центроплану и узлов 13 для подвески элеронов.

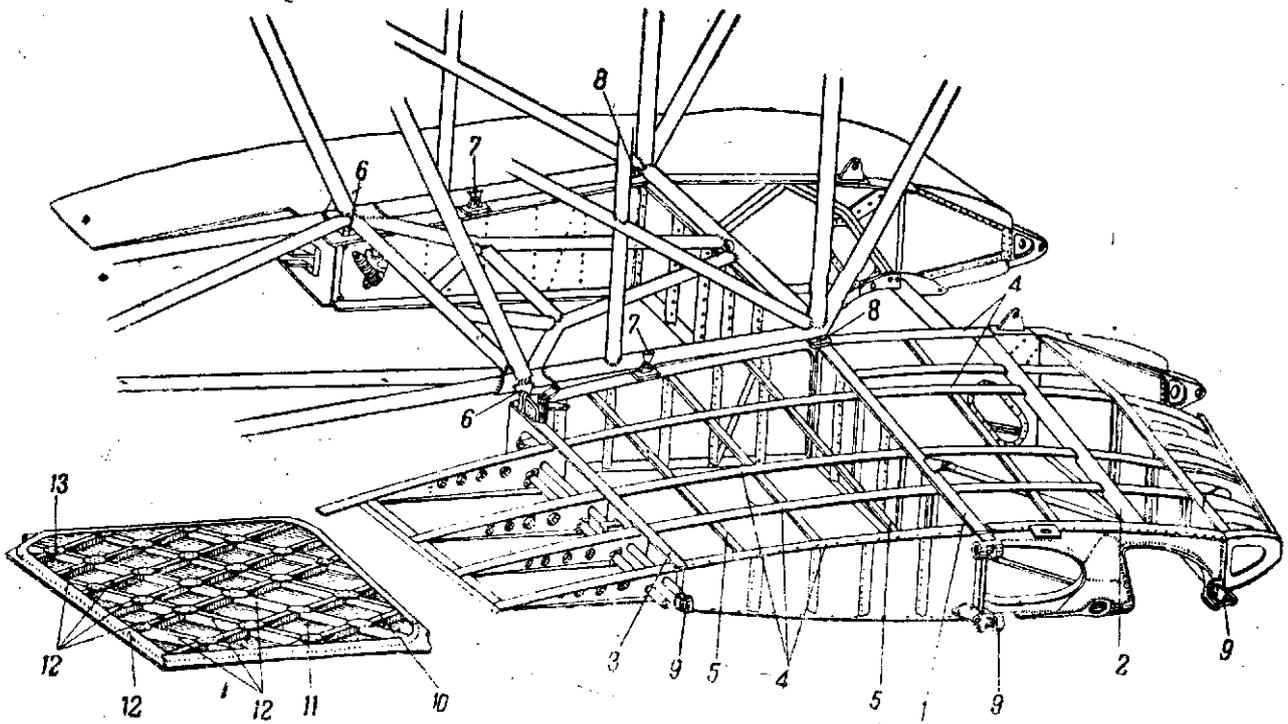
Полки лонжерона сделаны из отдельных реек из дельта-древесины, соединенных между собой фанерными стенками.

Консоль крыла обшита пятислойной бакелитовой фанерой толщиной от 2,5 до 4 мм, оклеена полотном и окрашена.

На фиг. 37 и 38 показаны образцы конструкций лонжеронов и нервюр, применяемых для деревянных крыльев.

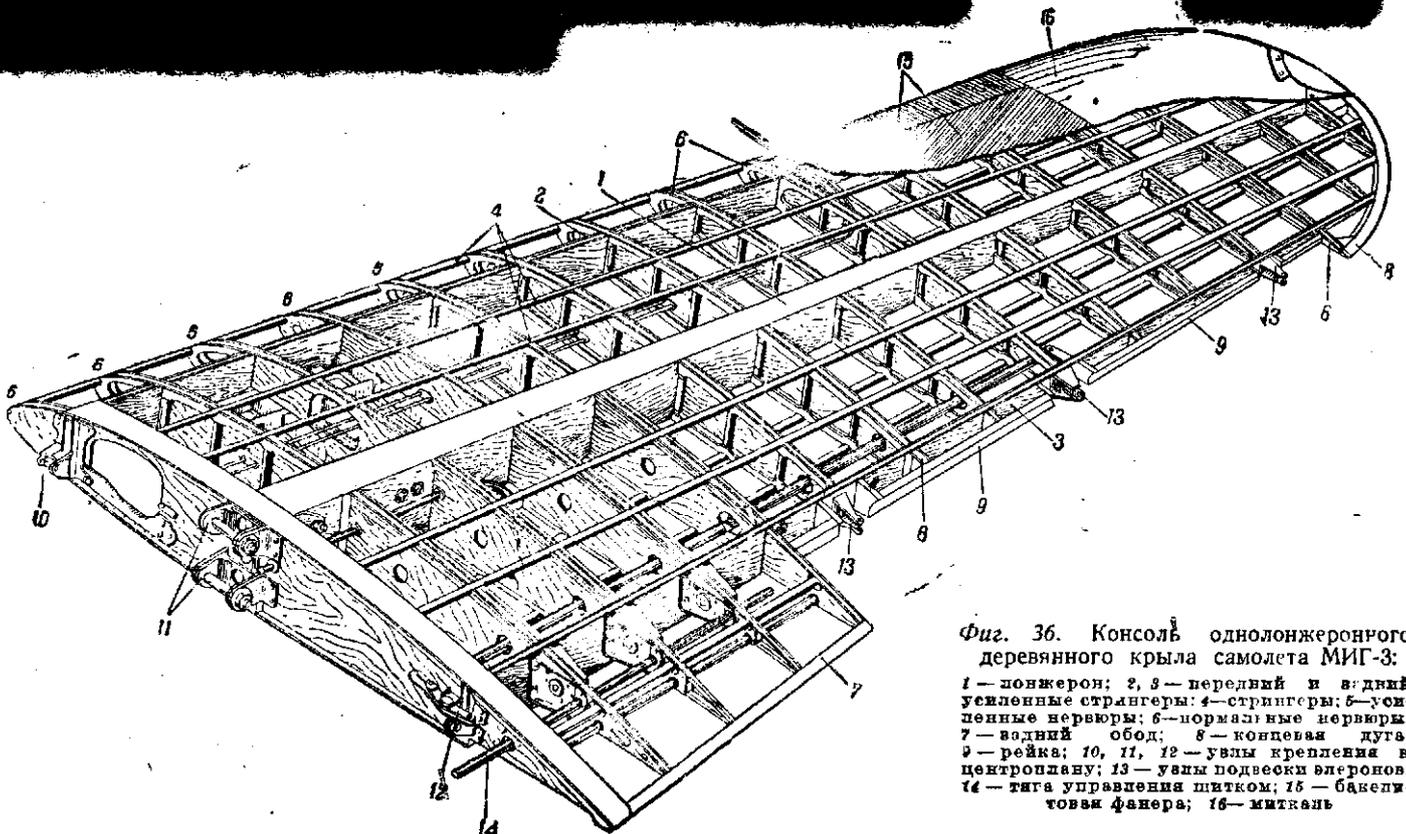
Металлические крылья. На фиг. 39 изображена консольная часть двухлонжеронного металлического крыла со смешанной обшивкой. Консоль состоит из тех же основных деталей, что и деревянное двухлонжеронное крыло. Кроме того, в силовую ферму крыла входят три пары крестов стальных лент-расчалок 5 и 6 и дуралюминовые раскосы 8; расчалки и раскосы применяются обычно для усиления крыльев с полотняной неработающей обшивкой, способной лишь передать воздушную нагрузку на нервюры и лонжероны. Ленты-расчалки 5, называемые лобовыми расчалками, воспринимают нагрузки на крыло, направленные назад (обратно направлению полета); ленты-расчалки 6, называемые иногда инерционными, воспринимают нагрузки на крыло, направленные вперед по полету.

Обшивка 7 крыла состоит из дуралюмина — сверху примерно на половине площади крыла и снизу — от переднего лонжерона до ребра атаки. Остальная часть крыла обшита полотном.



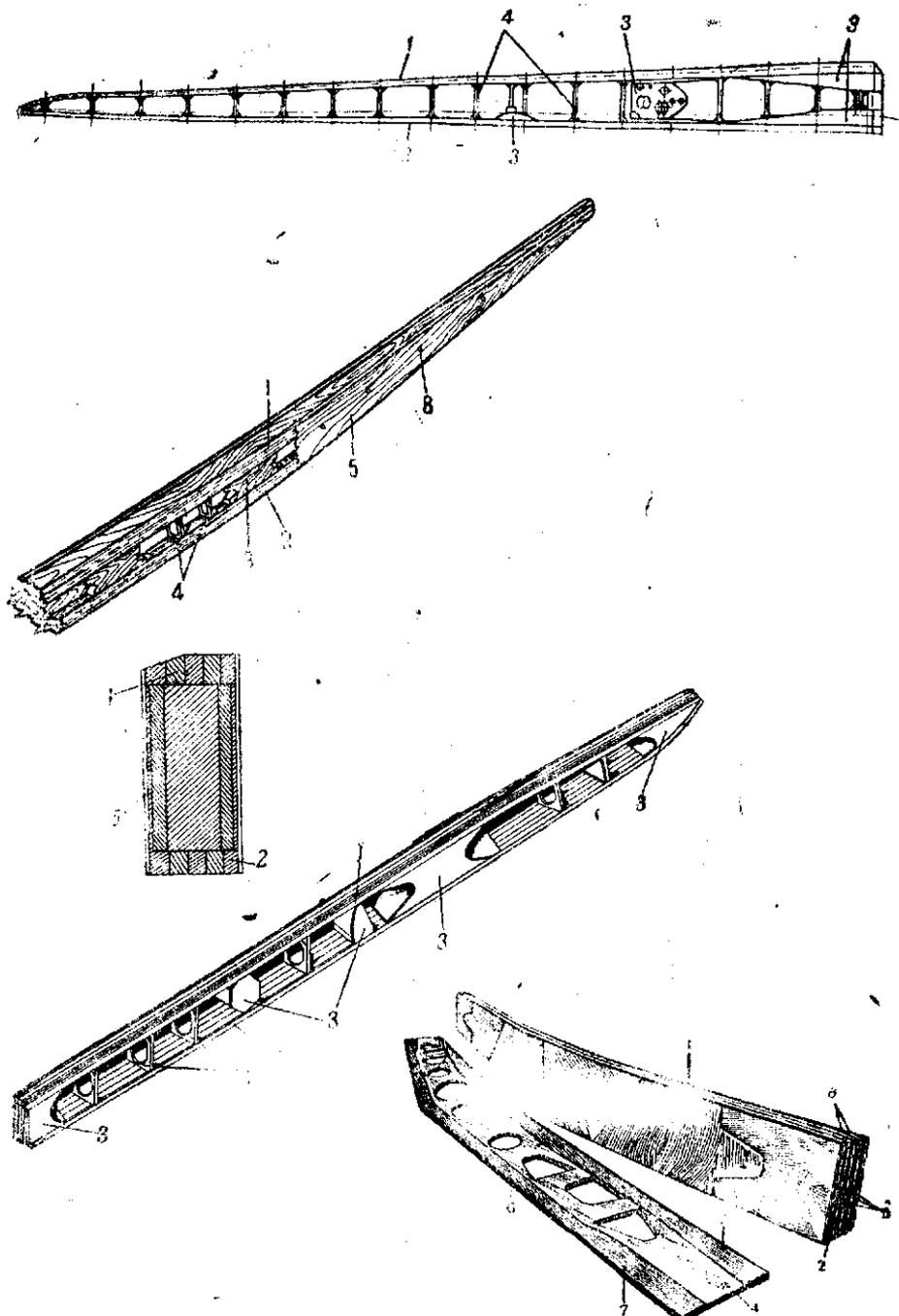
Фиг. 35. Однолонжеронный металлический центроплан самолета МИГ-3:

1 — лонжерон; 2, 3 — передний и задний усиленные стрингеры; 4 — нервюры; 5 — нормальные стрингеры; 6, 7, 8 — узлы крепления центроплана к фюзеляжу; 9 — узлы крепления консоли крыла; 10 — силовой щит; 11 — обшивка щита; 12, 13 — профили в кляпцы щита

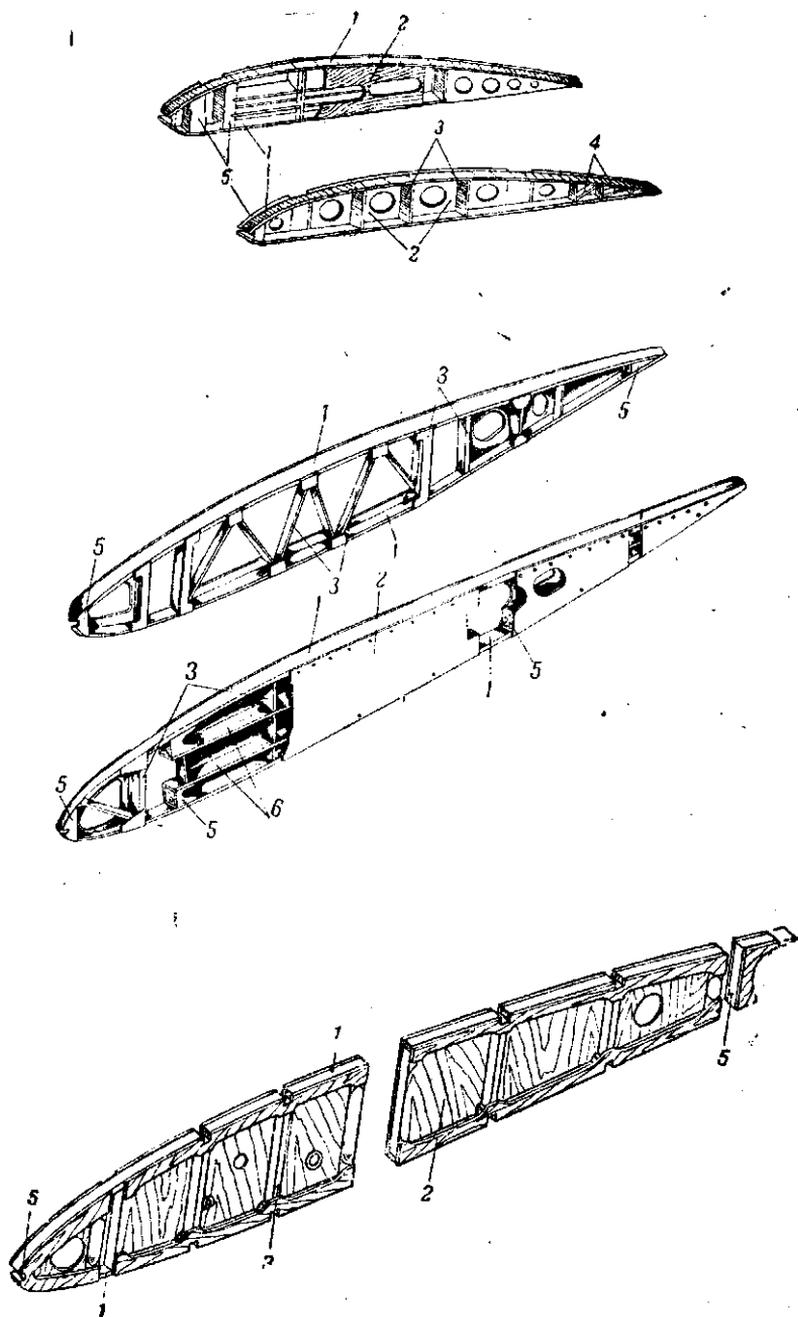


Фиг. 36. Консоли однолонжеронного деревянного крыла самолета МИГ-3:

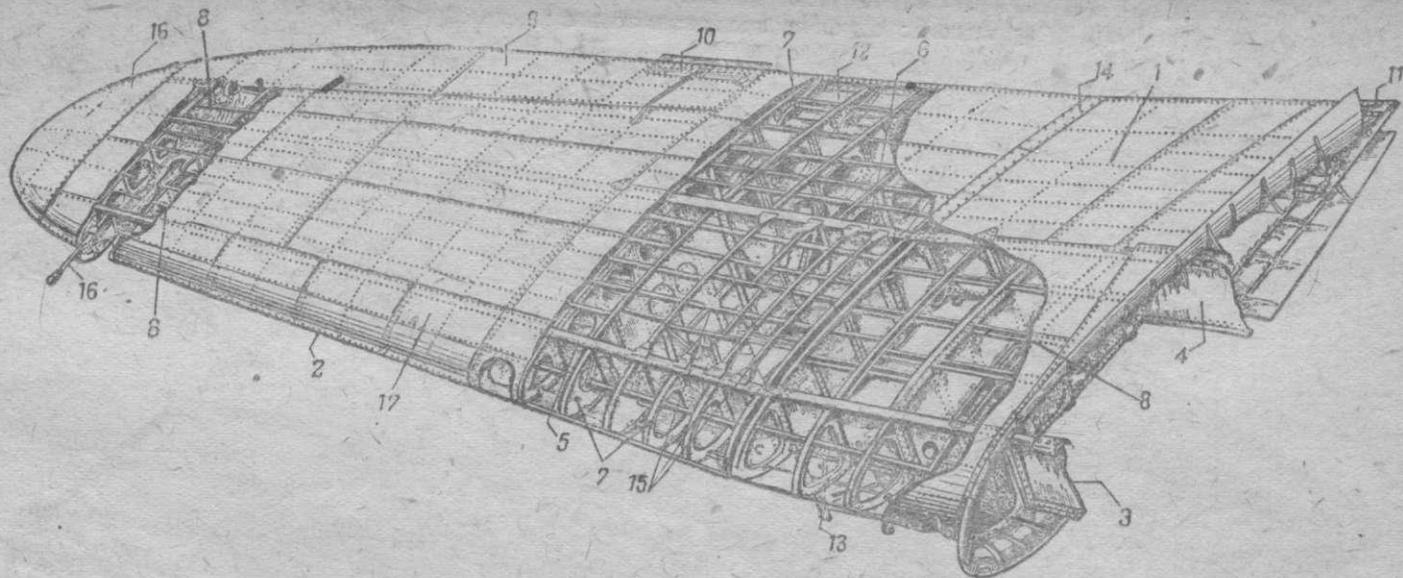
1 — лонжерон; 2, 3 — передний и задний усиленные стрингеры; 4 — стрингеры; 5 — усиленные нервюры; 6 — нормальные нервюры; 7 — задний обод; 8 — концевая дуга; 9 — рейка; 10, 11, 12 — узлы крепления к центроплану; 13 — узлы подвески элеронов; 14 — троса управления штурвалом; 15 — бакепитовки фанера; 16 — миткань



Фиг. 37. Образцы конструкций деревянных лонжеронов современных самолетов.
 1, 2 — полки лонжеронов; 3 — ребрышки; 4 — диафрагма; 5 — фанерная обшивка или
 стейки, 6 — секция лонжерона; 7 — рейки полок лонжеронов на дельта-древесинах;
 8 — дренажные отверстия

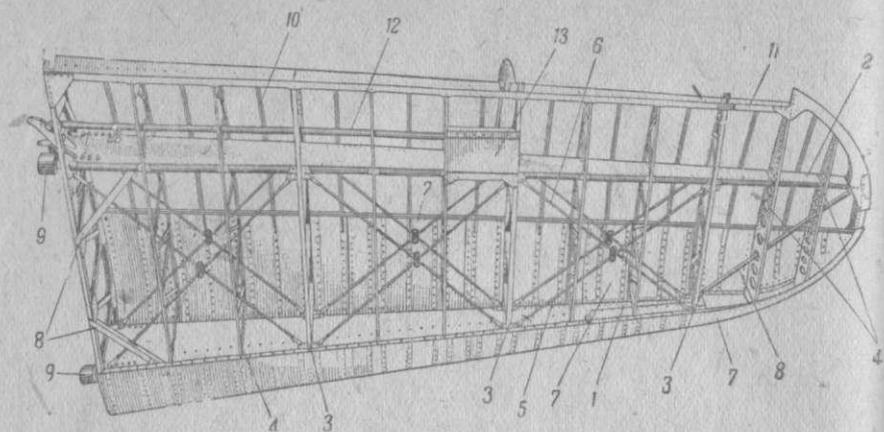


Фиг. 38. Образцы конструкций деревянных нервюр современных лонжеронов:
 1 — полки; 2 — обшивка или стенка; 3 — стойки; 4 — раскосы; 5 — бобышки; 6 — продольные рейки



Фиг. 40. Двухлонжеронное цельнометаллическое крыло самолета Ил-2.

1 — центроплан; 2 — консоль крыла; 3, 4 — лонжероны центроплана; 5, 6 — дощечки консоли; 7 — нервюры; 8 — стрингеры; 9 — элерон; 10 — флетнер элерона; 11, 12 — подкрыльные плиты центроплана и консоли; 13 — пирамида крепления шасси; 14 — пере-
 кривая пента стыка крыла с центропланом; 15 — силовая жесткость; 16 — концевой обтекатель крыла; 17 — металлическая обшивка крыла.



Фиг. 39. Консоль двухлонжеронного металлического крыла самолета И-16:

1, 2 — передний и задний лонжероны; 3, 4 — усиленные и нормальные нервюры; 5 — лобовые ленты-расчалки; 6 — инерционные ленты-расчалки; 7 — дуралюминовая обшивка; 8 — раскос; 9 — стыковые уши; 10 — дополнительные профили; 11 — обтекатель щели элерона; 12 — тяга управления элерона; 13 — лоток качалки элерона

Основной силовой каркас крыла составляют четыре усиленные нервюры крыла, к которым крепятся кресты лент-расчалок, лонжероны, ленты-расчалки и жесткая обшивка.

Силовой каркас металлического двухлонжеронного крыла с жесткой обшивкой, показанного на фиг. 40, состоит из двух балочных лонжеронов 3 и 4 центроплана, двух лонжеронов 5 и 6 консоли, ряда нервюр 7 и стрингеров 8, связывающих нервюры с обшивкой 17. Для усиления конструкции крыла в консоли между лонжеронами установлены две силовые жесткости 15. Обшивку крыла составляют гладкие дуралюминовые листы. Конструкция такого крыла весьма прочная и жесткая, чем объясняется широкое применение крыльев этого типа на многих современных самолетах.

Если крыло имеет больше двух лонжеронов, его называют многолонжеронным. Такое крыло, изображенное на фиг. 41, состоит из пяти ферменных лонжеронов 1, ферменных нервюр 2, стрингеров 3, соединяющих средние части нервюр, и стрингера 4, соединяющего носки нервюр. Консольная часть лонжеронов выполнена в виде отбортованных профилей 5 с отверстиями для облегчения; эта часть лонжерона балочного типа. На заднем лонжероне расположены три узла 6 для подвески элерона. Крыло покрыто снаружи гофрированными или гладкими дуралюминовыми листами.

Многолонжеронное крыло весьма прочно и жестко. Кроме того, внутри его, по сравнению с двухлонжеронным крылом, остается много свободного пространства, используемого для доступа к мотору в полете, для размещения бензобаков и других грузов в самом крыле. Ферменные лонжероны крыла состоят из верхних 7 и нижних 8 поясов, сделанных из труб, стоек 9, раскосов 10 и косынок 11, с помощью которых отдельные части лонжеронов свя-

ваются в одно целое посредством заклепок. К концам лонжеронов приклепаны узлы 12 крепления крыла к центроплану. Большое количество лонжеронов в крыле (пять) и узлов крепления (по два на каждом лонжероне) делает стык такого свободнонесущего крыла с центропланом очень жестким.

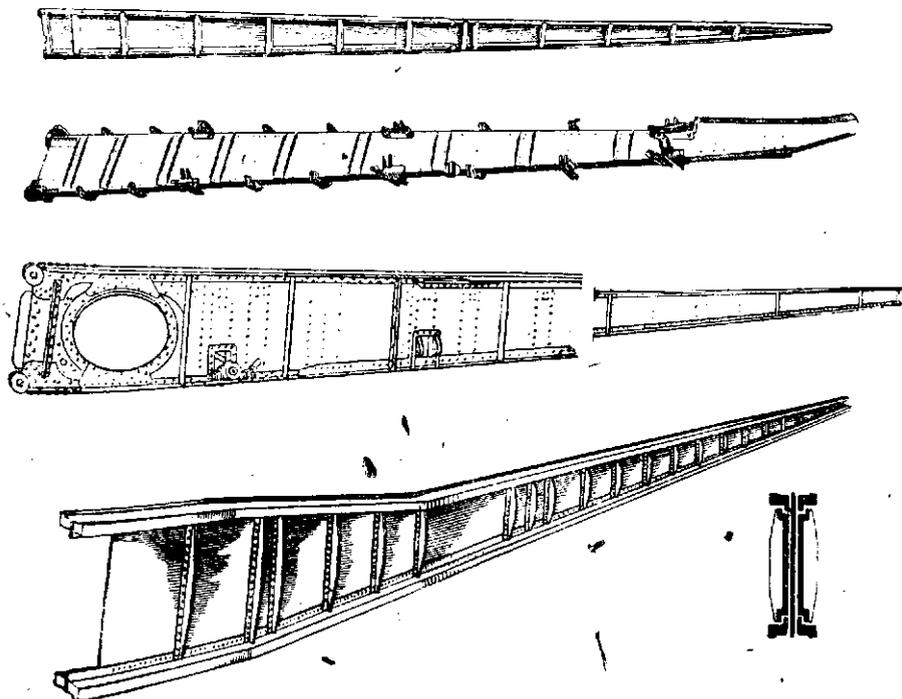
На фиг. 42 *а*, *б* и *в* показаны различные образцы конструкций металлических лонжеронов. На фиг. 42 *а* хорошо виден балочный лонжерон и его детали, ферменные лонжероны видны на фиг. 42 *б* и балочно-ферменные — на фиг. 42 *в*.

На фиг. 43 изображены образцы конструкций металлических нервюр балочных (фиг. 43, *а*), ферменных (фиг. 43, *б*) и балочно-ферменных (фиг. 43, *в*).

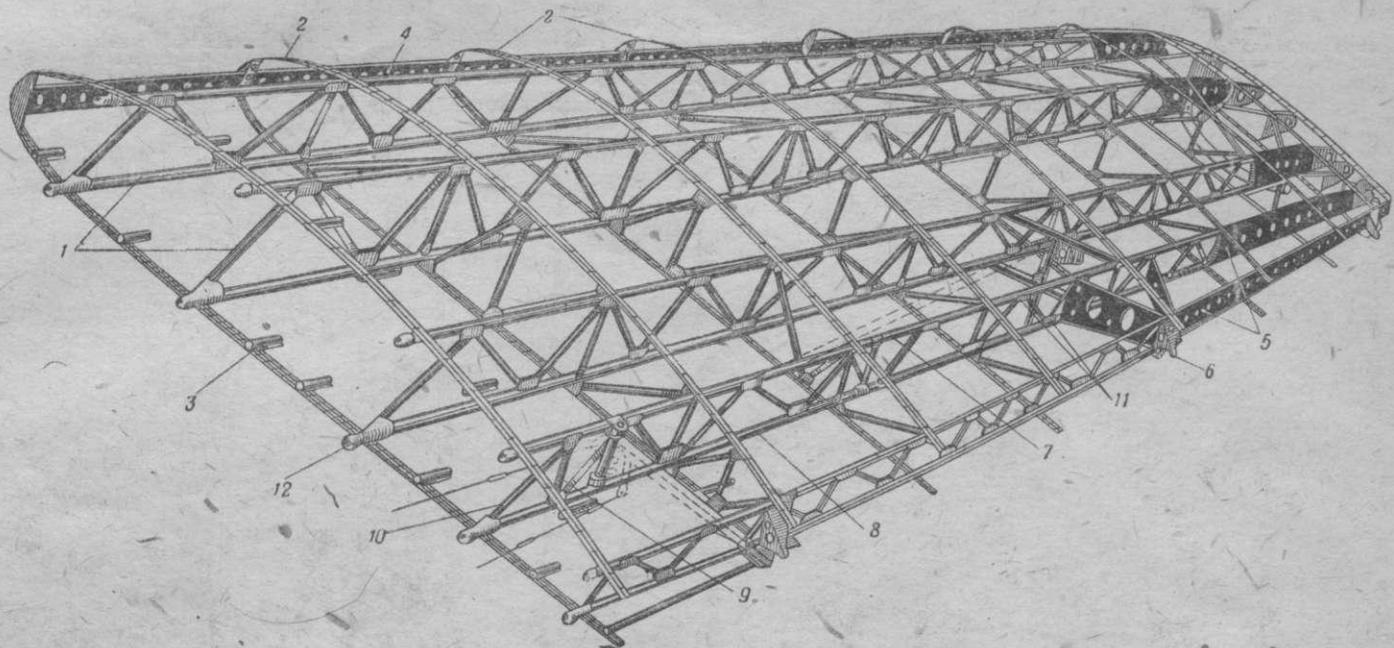
Детали металлических крыльев соединяются между собой с помощью металлических узлов (на болтах), косынками (на заклепках) или сваркой.

Кессонное крыло (фиг. 44) не имеет лонжеронов в обычном понимании этого слова. Лонжерон в кессоне и крыле представляет собой пустотелую четырехугольную балку-кессон *АВВГ*, расположенную вдоль размаха крыла в его центральной части.

Кессон состоит из двух вертикальных гофрированных стенок *АВ* и *ГВ*, подкрепленных стрингерами 2, и двух горизонтальных гофрированных полок *АГ* и *БВ*, подкрепленных переборками-диафраг-

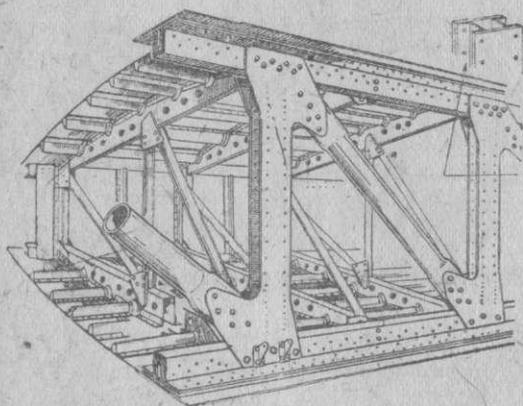
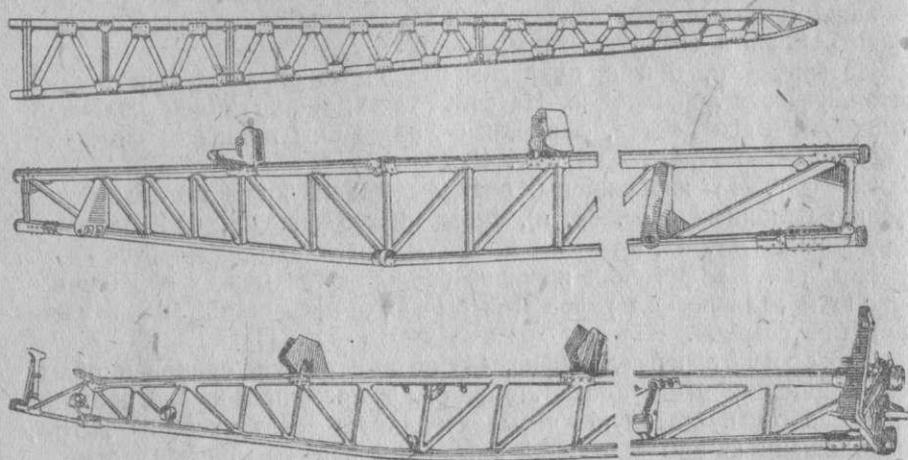


Фиг. 42а. Образцы балочных конструкций металлических нервюр

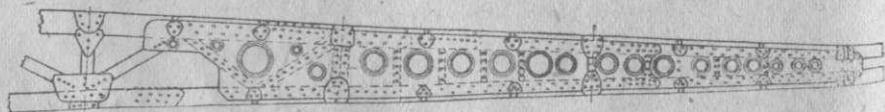


Фиг. 41. Многолонжеронное металлическое крыло самолета ТБ-3:

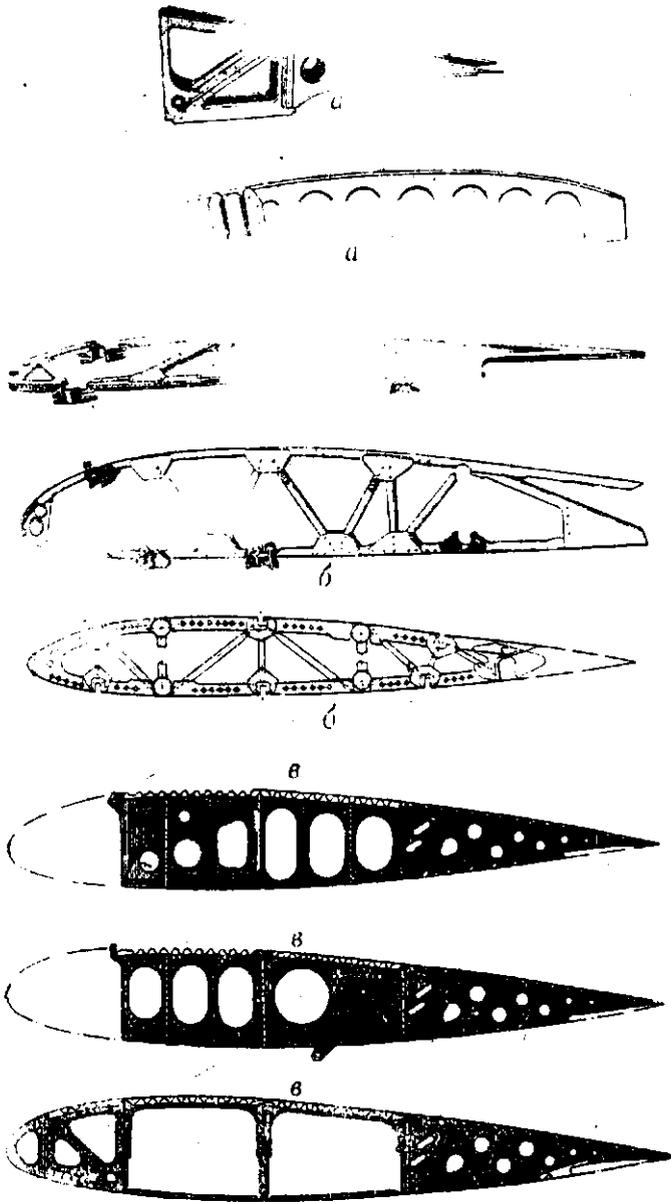
1 — лонжероны; 2 — нервюры; 3, 4 — стрингеры; 5 — концевые части лонжеронов; 6 — узлы подвески элеронов; 7, 8 — верхний и нижний пояса лонжеронов; 9, 10 — стойки и раскосы лонжеронов; 11 — косынки; 12 — узлы крепления к центроплану



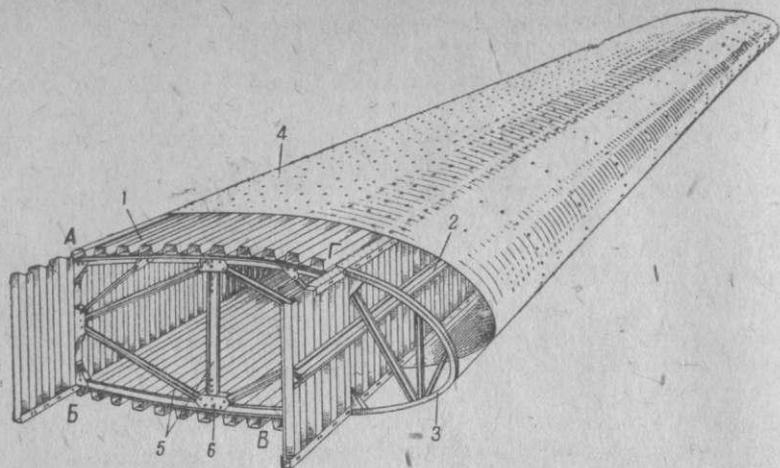
Фиг. 42б. Образцы ферменных конструкций металлических нервюр



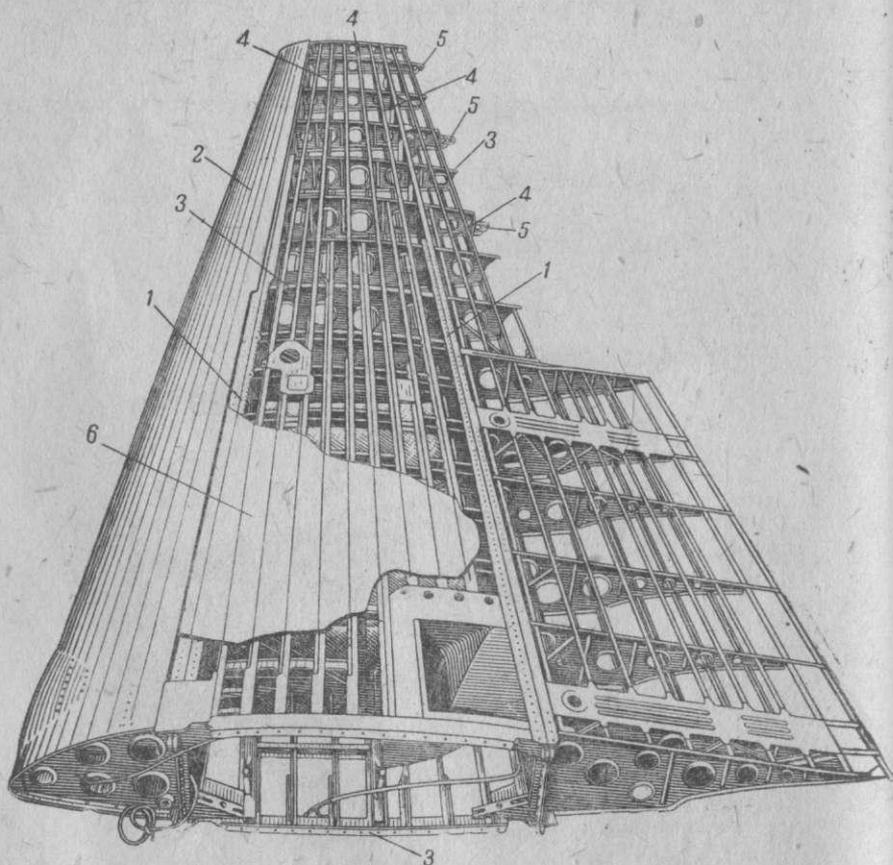
Фиг. 42в. Образцы балочно-ферменных конструкций металлических нервюр



Фиг. 43. Образцы конструкций металлических нервюр:
 а — балочные; б — ферменные; в — арочно-ферменные; г — арочно-балочные; д — арочно-ферменные; е — арочно-балочные; ж — арочно-ферменные



Фиг. 44. Конструкция кессонного крыла:
 1 — продольный гофр; 2 — стрингер; 3 — носовая часть нервюры; 4 — обшивка; 5 — диафрагма (средняя часть нервюры); 6 — косынка



Фиг. 45. Каркас кессонного крыла самолета Пе-2:
 1 — лонжероны; 2 — обшивка передней части крыла; 3 — нервюры; 4 — стрингеры;
 5 — кронштейны подвески элеронов; 6 — обшивка кессона

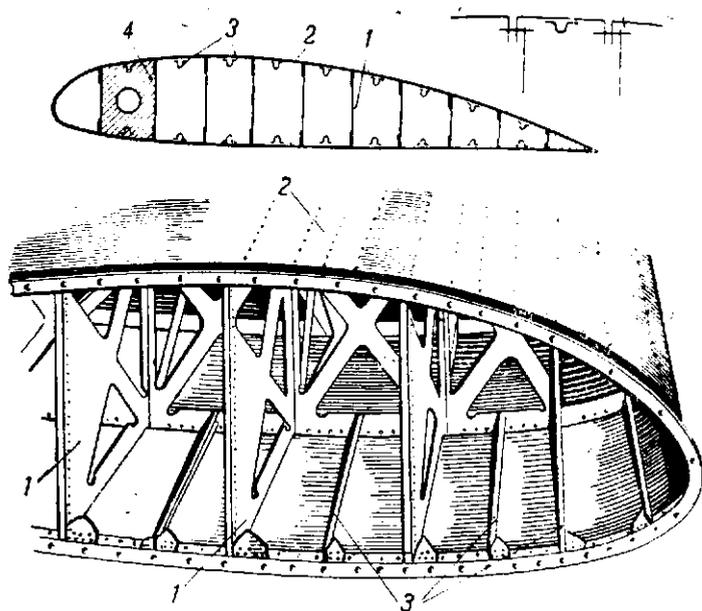
мами 5, являющимися частью нервюры 3; сверху и снизу крыло покрыто гладкой работающей обшивкой 4. Стенки *АВ* и *ГВ* являются как бы лонжеронами кессонного крыла, но более слабыми, чем лонжероны одно- или двухлонжеронных крыльев.

Кессонное крыло обладает высокой прочностью и жесткостью при небольшом сравнительно весе, так как в работе крыла равномерно участвуют все его элементы.

На фиг. 45 показана консоль крыла самолета Пе-2, весьма близкая к типу кессонного крыла. Вертикальными стенками кессона являются здесь два сравнительно слабых лонжерона 1 двутаврового сечения; горизонтальными стенками кессона служит обшивка 2 крыла (сверху в средней части крыла она не показана), подкрепляемая нервюрами 3 и большим числом стрингеров 4.

Крыло-моноблок с работающей обшивкой (фиг. 46) применяется в последнее время довольно широко. Крылья типа моноблок состоят из дуралюминовых стенок 1, идущих вдоль размаха крыла, к которым с помощью угольников прикреплена дуралюминовая обшивка 2. Обшивка между стенками подкрепляется стрингерами 3, идущими вдоль размаха крыла. Нервюры, разделяющие крыло на отсеки, состоят из отдельных панелей 4 (заштрихована только одна из них), облегченных отбортованными отверстиями и приклепанных к стенкам 1 (лонжеронам).

В моноблочном крыле воспринимают нагрузку все его элементы, вследствие чего оно оказывается легче других. Такое крыло особенно выгодно для скоростных самолетов, у которых вследствие применения крыльев с профилями небольшой толщины нельзя



Фиг. 46. Общий вид и схема моноблочного крыла:

1 — дуралюминовые лонжероны; 2 — обшивка; 3 — стрингеры; 4 — панели (части нервюр)

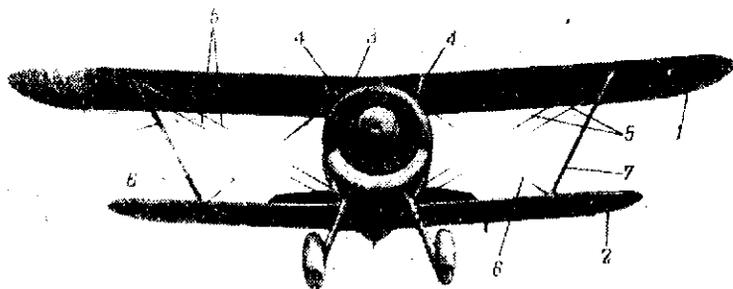
поставить высокого и достаточно прочного лонжерона, могущего воспринять всю нагрузку.

На фиг. 47 изображена консольная часть крыла типа моноблок самолета ПС-84.

Крылья бипланов

Несущие поверхности бипланов и полуторапланов отличаются некоторыми особенностями по сравнению с крыльями монопланов.

Основу всякого биплана составляет так называемая бипланная коробка, в которую входят две несущие поверхности 1 и 2 (фиг. 48), центроплан 3 с его стойками 4, несущие 5 и поддерживающие 6 ленты-расчалки и стойки 7, соединяющие крылья.



Фиг. 48. Детали бипланной коробки крыльев:

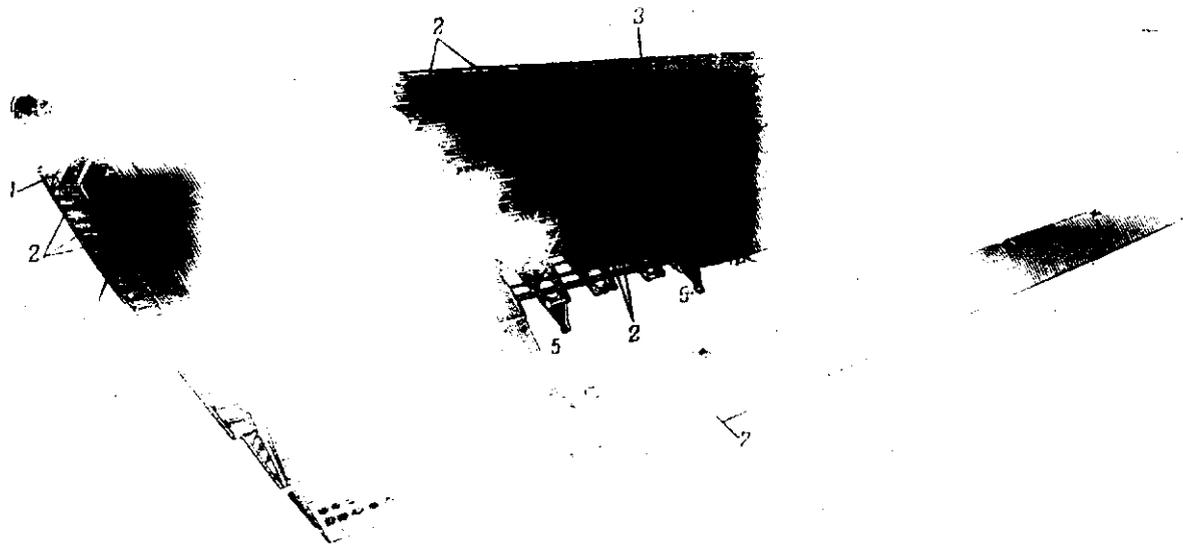
1 — верхние и нижние крылья; 2 — центроплан; 3 — стойки центроплана; 4 — несущие ленты-расчалки; 5 — поддерживающие ленты-расчалки; 6 — межкрыльевые стойки

На фиг. 49 изображена левая полукоробка крыльев. В целом она является пространственной фермой, а ее отдельные элементы составляют несколько плоских ферм: две вертикальные — переднюю и заднюю, две горизонтальные — верхнюю и нижнюю и одну поперечную.

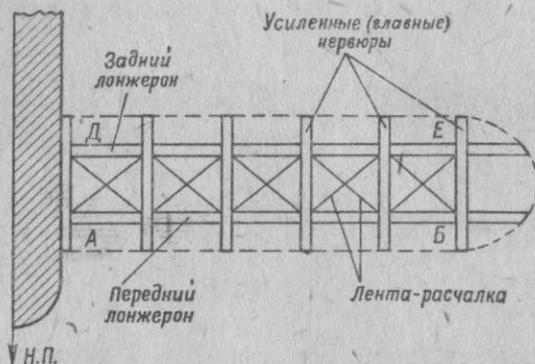
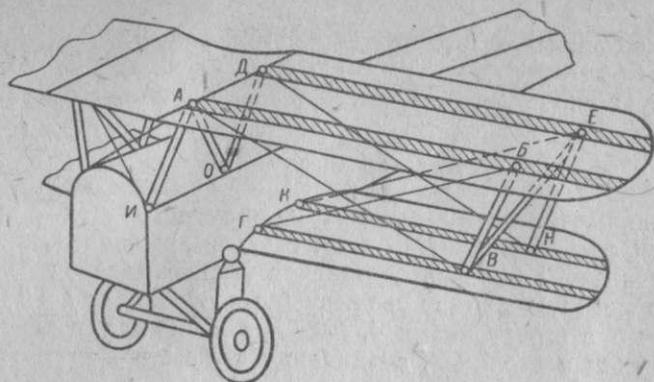
В переднюю вертикальную ферму *АВВГ* входят передние лонжероны верхнего и нижнего крыла *АБ* и *ГВ*, несущая и поддерживающая ленты-расчалки *ГБ* и *АВ* и стойка *ВВ*. В заднюю вертикальную ферму *ДЕНК* входят задние лонжероны верхнего и нижнего крыла *ДЕ* и *КН*, несущая и поддерживающая ленты-расчалки *КЕ* и *ДН* и стойка *ЕН*.

В горизонтальную ферму крыла, состоящую из нескольких пролетов, в данном случае из пяти, входят лонжероны, усиленные (главные) нервюры и ленты-расчалки.

В поперечную ферму (фиг. 50) входят стойки *ВВ*, *ЕН* и подкос *ВЕ*, которые шарнирно крепятся к узлам на лонжеронах. По форме стойки могут быть *N*- и *Z*-образные. Несущие и поддерживающие ленты-расчалки и стойки связывают в одно целое элементы бипланной коробки и придают ей необходимую жесткость и прочность. Несущие ленты-расчалки в нормальном полете нагружаются подъемной силой крыла, несущей вес самолета в воз-

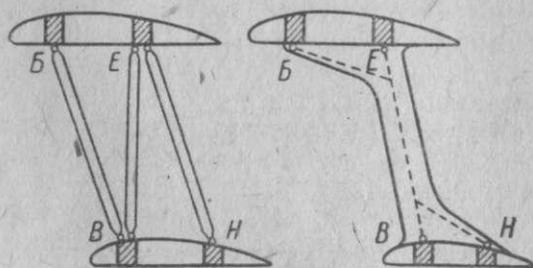


Фиг. 47. Консольная часть моноблочного крыла самолета ПС-84
1 — лонжероны; 2 — стрингеры; 3 — обшивка; 4 — элероны; 5 — кронштейны подвески элеронов;
6 — дочный шток; 7 — триммер элерона



Фиг. 49. Фермы бипланной коробки:
 АБВГ и ДЕНК — вертикальные; ДАБЕ и КГВН — горизонтальные;
 БВНЕ — поперечная

духе. Поддерживающие ленты-расчалки во время стоянки самолета на земле поддерживают общий вес обоих крыльев. На фиг. 51 показана лента-расчалка и ее поперечные сечения 5 и 6.



Фиг. 50. Формы межкрыльных поперечных ферм бипланной коробки
 (левая N-образная; правая Z-образная)

Верхняя плоскость (фиг. 49) крепится шарнирно в точках А и Д к центроплану, укрепленному стойками АИ, АО и ДО к фюзеляжу. Таким образом, верхнее крыло состоит из трех частей. Нижнее крыло состоит только из двух частей, которые шарнирами Г и К крепятся непосредственно к фюзеляжу. Центроплан, соединяющий в одно целое верхнее крыло, имеет иногда вместо

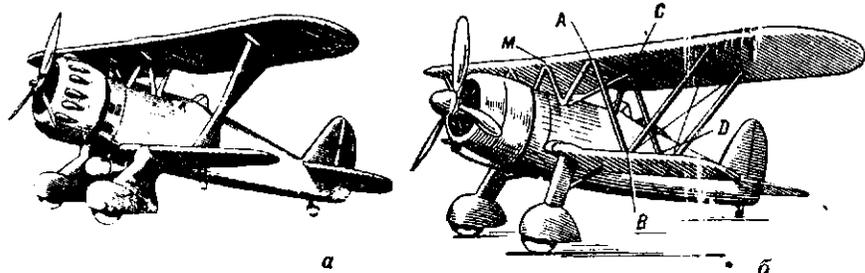
среднего подкоса АО две ленты-расчалки (между узлами А, О и Д, И). Иногда встречаются конструкции бипланов, крылья которых соединены между собой только одной стойкой (фиг. 52, а), без не-

сущих и поддерживающих лент-расчалок. В таком случае крылья жестко крепятся в фюзеляжу и центроплану, чем и обеспечивается жесткость коробки; верхнее крыло у такого биплана выполняется цельным. На фиг. 52, б показан итальянский истребитель, у которого в вертикальной ферме бипланной коробки также нет несущих и поддерживающих лент-расчалок, — они заменены двумя подкосами *AB* и *CD*. Верхнее крыло этого самолета состоит из двух частей, соединенных шарнирно у кабана *M*.



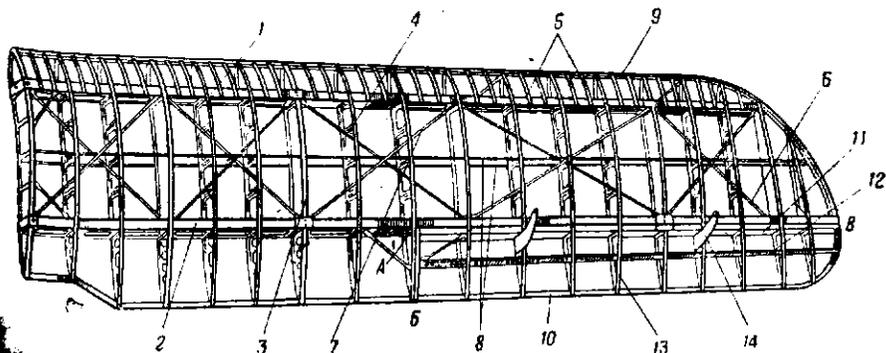
Фиг. 51. Лента-расчалка вертикальной фермы бипланной коробки:

1, 2 — левая и правая резьба на концах ленты; 3 — муфты для регулирования натяжения ленты; 4 — лента; 5 — сечение ленты возле концов; 6 — сечение ленты в середине



Фиг. 52. Полуторайланы Хеншель—Ns-123 (Германия), в бипланной коробке которого нет лент-расчалок, и Фиат CR-42 (Италия) с подкосами вместо несущих и поддерживающих лент-расчалок

Двухлонжеронное крыло полуторайлана. Деревянное двухлонжеронное крыло полуторайлана (фиг. 53) состоит из переднего 1 и заднего 2 лонжеронов усиленных нервю 3, к которым крепятся ленты-расчалки (эти нервюры называют иногда главными нервю-



Фиг. 53. Двухлонжеронное крыло полуторайлана P-5:

1, 2 — лонжероны; 3, 4 — усиленные и нормальные нервюры; 5 — ложные нервюры; 6, 7 — лобовые и инерционные расчалки; 8 — стрингеры; 9, 10 — передний и задний ободки крыла; 11 — лонжерон элерона *AB*; 12 — стрингер элерона; 13 — нервюры элерона; 14 — кабачник элерона

рами); нормальных нервюр 4; ложных нервюр 5, делающих более жестким ребро атаки крыла; лобовых и инерционных лент-расчалок 6 и 7; стрингеров 8; переднего 9 и заднего 10 ободов и полотноного покрытия. Полотно покрывается несколько раз красками и лаками, для того чтобы обшивка была более гладкой и непроницаемой для воздуха; непроницаемость обшивки обеспечивает сохранение возникающей в полете разности давлений под крылом и над ним.

Главные нервюры входят составной частью в силовую ферму этого крыла и выдерживают большие нагрузки; поэтому их выполняют более усиленными, чем нормальные нервюры. В остальной конструкции и назначении усиленных и нормальных нервюр аналогичны.

К заднему лонжерону крыла шарнирно подвешен элерон АБВ, состоящий из лонжерона 11, стрингера 12, нервюр 13 и кабачников 14, с помощью которых отклоняется элерон.

Центроплан верхнего крыла является его частью и устроен в основном так же, как и крыло. Нижнее крыло в данном случае центроплана не имеет.

Деревянное крыло с работающей фанерной обшивкой подобно по конструкции расчалочному крылу, но обычно не имеет внутренних лент-расчалок, так как фанерное покрытие крыла вполне обеспечивает необходимую его жесткость.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Из каких основных частей состоит самолет?
2. Для чего служат крылья самолета?
3. Как делятся монопланы по способу крепления их крыльев?
4. В чем различие между шарнирным и жестким креплением крыльев?
5. Из каких основных частей состоит деревянное двухлонжеронное крыло? Для чего оно служит?
6. Перечислите титы и особенности применяемых нервюр.
7. Чем может быть покрыто деревянное крыло?
8. Какую конструкцию называют фермой, балкой? Какая выгоднее?
9. Из каких деталей состоит металлическое двухлонжеронное крыло? В чем заключается его основное отличие от деревянного крыла?
10. Какое крыло называют многолонжеронным? Как оно устроено?
11. Из каких основных частей состоит кессонное крыло? Его особенности и преимущества.
12. Из каких деталей состоит крыло моноблок? Его особенности.
13. Какие части самолета входят в бипланную коробку?
14. Перечислите детали вертикальной, горизонтальной и поперечной фермы бипланной коробки. Каково назначение этих деталей?

4. Конструкция фюзеляжей

Фюзеляж самолета предназначен для соединения крыльев, крепления мотора, узлов шасси, оперения и других частей самолета, а также для размещения экипажа, вооружения, органов управления и всего многочисленного и сложного оборудования, без которого невозможен полет самолета.

Фюзеляжи самолетов имеют различную конструкцию; их изготавливают обычно целиком из дерева или из металла (стальные и

уралюминовые). В настоящее время довольно часто встречается смешанный тип фюзеляжа, когда одна часть фюзеляжа (обычно средняя) выполнена металлической, а задняя — деревянной.

Форма фюзеляжей также чрезвычайно разнообразна и выбирается с таким расчетом, чтобы она давала необходимые удобства эксплуатации и размещении экипажа и оборудования и чтобы сопротивление фюзеляжа в полете было минимально. В этом отношении особенно большую роль играет форма передней части фюзеляжа, от которой во многом зависит характер обтекания его воздухом и, следовательно, величина сопротивления движению. Лучшая форма поперечного сечения фюзеляжа — круглая или овальная; недостаток этих форм заключается в сложности изготовления и дороговизне производства.

Иногда фюзеляжи делают разъемными, обычно на три части. Это обеспечивает удобство их производства, а также обращение с ними при транспортировке, ремонте, хранении и монтаже.

По своей конструкции все фюзеляжи, независимо от материалов, делятся на ферменные, рамные (или шпан. оутные) и типа монокок. Ферменные фюзеляжи состоят из ряда ферм, составляющих его силовую каркас.

Нагрузка на фермы воспринимается стержнями, работающими на растяжение и сжатие, а также расчалками, работающими только на растяжение.

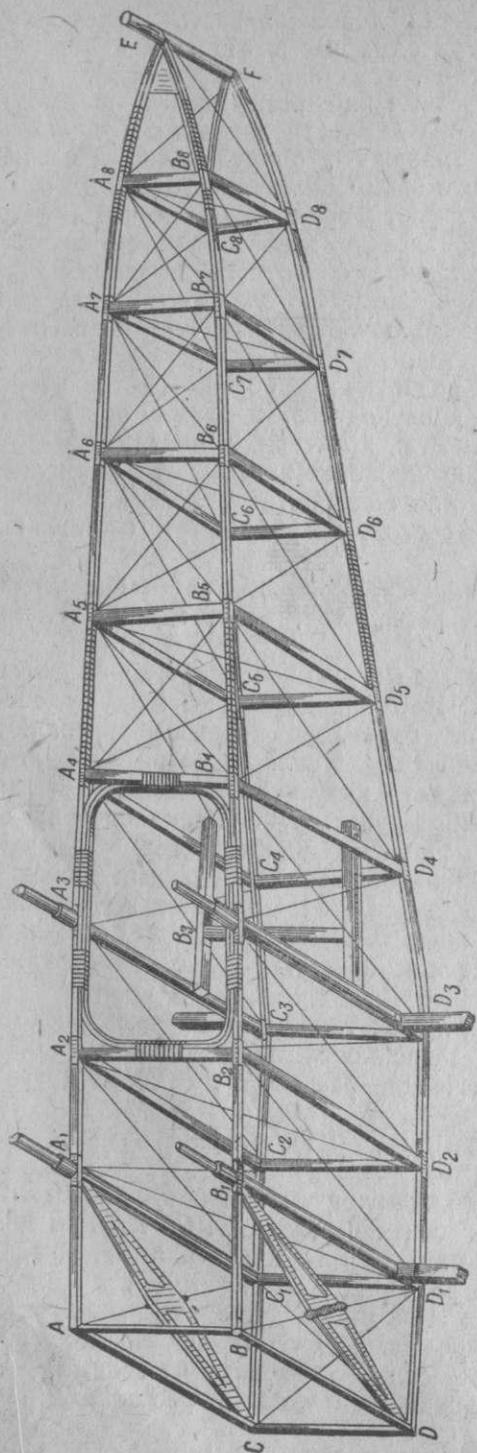
Силовой каркас всех ферменных фюзеляжей имеет прямоугольную, плохо обтекаемую форму. Чтобы придать фюзеляжу удобную, овальную форму, на его силовом каркасе укрепляют такой каркас нужных очертаний из дуралюминовых профилей, к которому крепится затем обшивка фюзеляжа.

Обшивка фюзеляжа в его работе участия не принимает и предназначается лишь для придания фюзеляжу удобной обтекаемой формы. Поэтому наиболее распространенной обшивкой ферменных фюзеляжей является полотно. Нередко встречается фанерная и дуралюминиевая обшивка или же смешанная, когда одна часть фюзеляжа (чаще задняя) покрывается полотном, а другая — листами дуралюмина или фанеры.

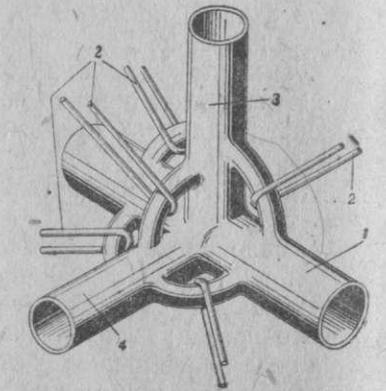
Ферменные фюзеляжи бывают трех типов: расчалочные, раскосые и расчалочно-раскосые, в зависимости от того, что входит в конструкцию их фермы: расчалки, раскосы или то и другое одновременно.

Расчалочный деревянный фюзеляж показан на фиг. 54.

В силовой каркас фюзеляжа входят: четыре лонжерона AE , BE , CF и DF ; ряд вертикальных стоек AC , BD , A_1C_1 , B_1D_1 и др.; хвостовая стойка EF , которая служит для крепления вертикального оперения; горизонтальные распорки AB , CD , A_2B_2 , C_2D_2 и др.; стальные проволочные расчалки AC_1 , BD_1 и др. с тендерами, при помощи которых можно регулировать натяжение расчалок и вместе с тем несколько изменять форму силового каркаса фюзеляжа. Деревянные части фюзеляжа соединяются с лентами-расчалками посредством стальных башмаков.



Фиг. 54. Деревянный ферменный расчалочный фюзеляж



Фиг. 55. Узел металлического расчалочного фюзеляжа:
1 — лонжерон; 2 — расчалки; 3 — стойка; 4 — распорка

Расчалочный фюзеляж представляет собой пространственную ферму, состоящую из нескольких плоских ферм: двух вертикальных $ACFE$ и $BDFE$, двух горизонтальных ABE и CDF и ряда поперечных $ABCD$, $A_2B_2C_2D_2$ и т. д., образуемых вертикальными стойками, горизонтальными распорками и поперечными крестами лент-расчалок A_5D_5 и B_5C_5 ; A_6D_6 и B_6C_6 и т. д.

Передняя часть расчалочного фюзеляжа, на которой укрепляют двигатель, обычно более прочна, так как ее усиливают раскосами (DB_1 и CA_1). Чисто расчалочные фюзеляжи встречаются редко.

Металлический расчалочный фюзеляж состоит из тех же элементов, что и деревянный, и отличается от него только материалом и способом соединения отдельных деталей. Стальные трубы и стойки обычно сваривают (фиг. 55), а дуралюминовые соединяют дуралюминовыми же косын-

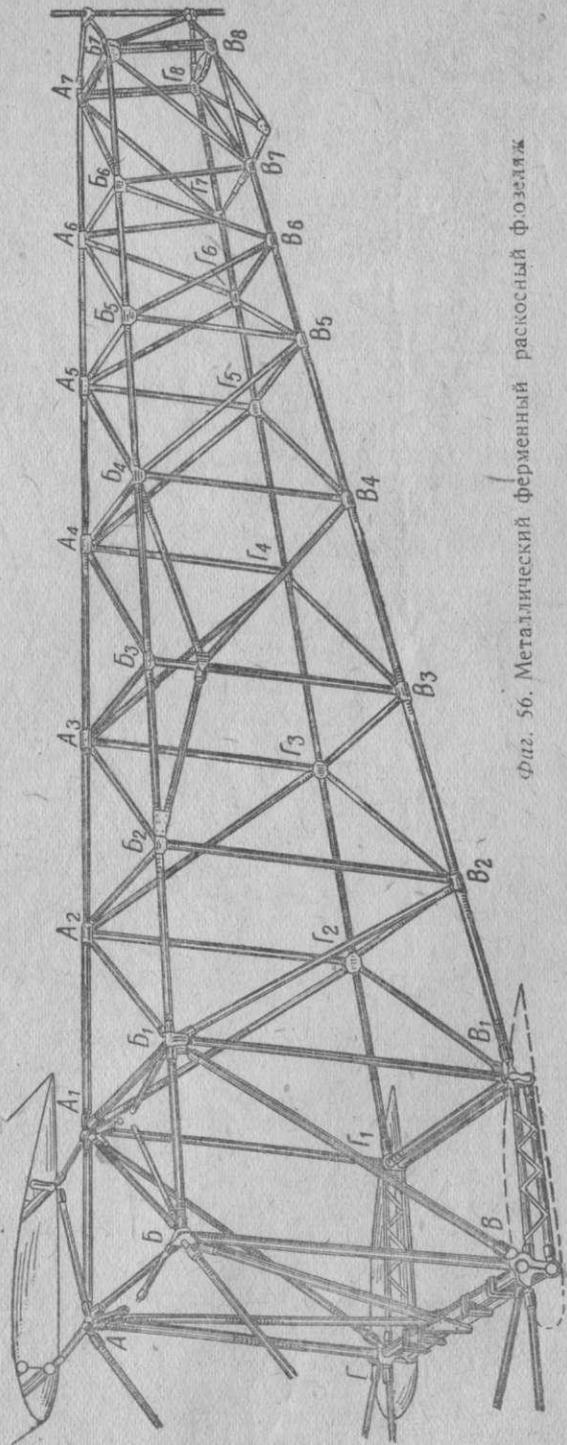
ками (кницами) на заклепках. Имеют применение расчалочные фюзеляжи смешанной конструкции — с передней металлической и задней деревянной частями.

Эксплуатационным недостатком расчалочных фюзеляжей, особенно небольших размеров, является затрудненный доступ к тропам и тягам управления, идущим внутри фюзеляжа к хвостовому оперению.

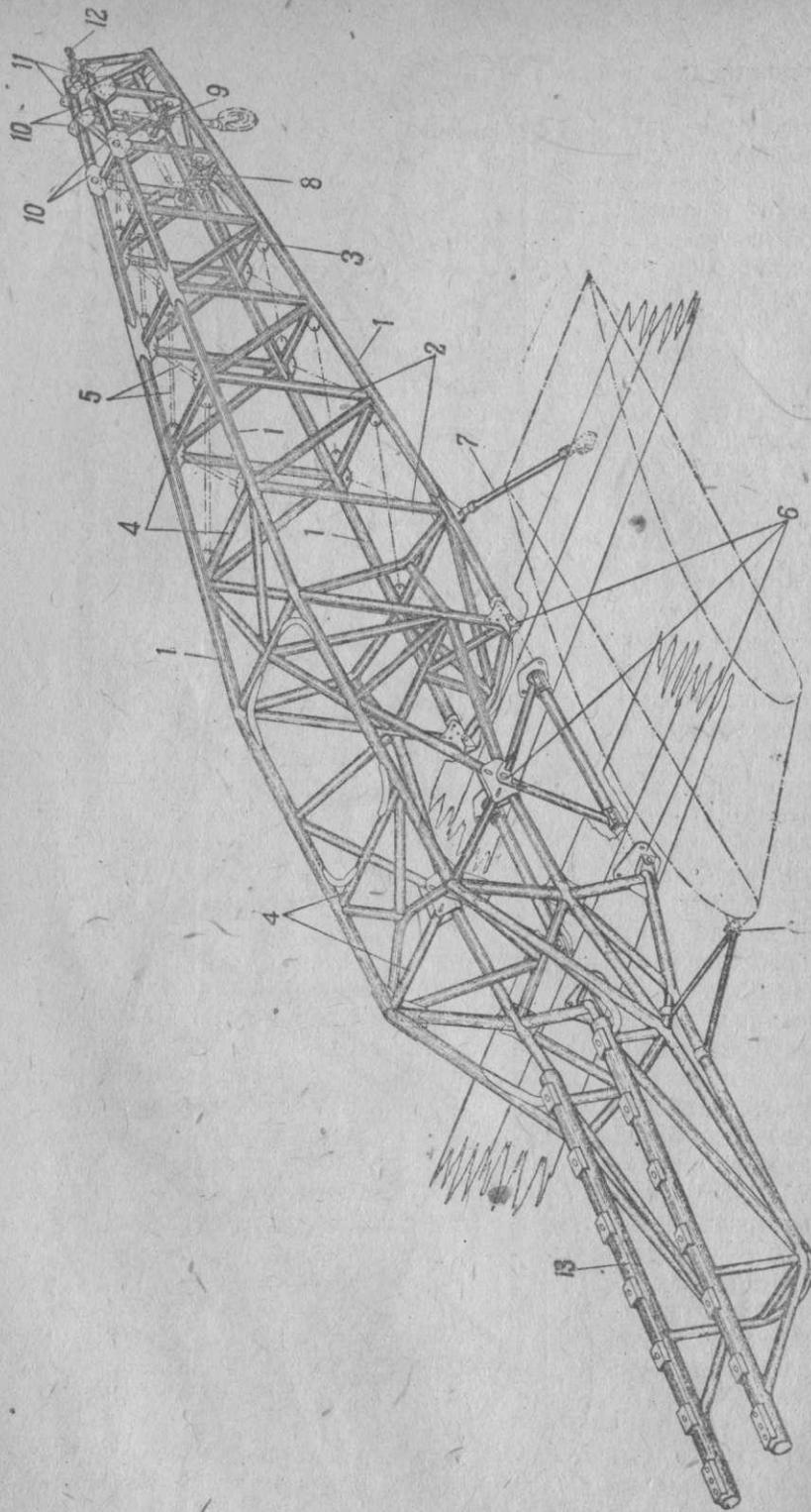
Раскосные фюзеляжи (фиг. 56) отличаются от расчалочных отсутствием в пролетах ферм расчалок, которые заменены раскосами BB_1 , $B_1\Gamma_2$, BA_1 и т. д., вследствие чего фюзеляж оказывается более жестким. Силовой каркас раскосного фюзеляжа, так же как и расчалочного, состоит из двух вертикальных, двух горизонтальных и нескольких поперечных ферм, отдельные элементы которых, в зависимости от материала фюзеляжа, соединены между собой металлическими или деревянными накладками. Обшивка их чаще всего полотняная.

Чисто раскосные фюзеляжи применяются чаще расчалочных, особенно на небольших самолетах.

Расчалочно-раскосные фюзеляжи состоят из ферм, име-



Фиг. 56. Металлический ферменный раскосный фюзеляж



Фиг. 57. Металлический ферменный расчалочно-раскосный фюзеляж самолета Як-1:
 1 — лонжероны; 2 — стойки; 3 — раскосы; 4 — распорки; 5 — ленты-расчалки; 6 — узлы крепления крыла к фюзеляжу; 7 — раскос крепления руля к фюзеляжу; 8 — узел крепления амортизаторного цилиндра к стойкам; 9 — поперечная ось вращения коек; 10 — узлы крепления стабилизатора; 11 — узлы крепления кляма; 12 — узел крепления руля поворота; 13 — моторама

ющих и расчалки и раскосы (фиг. 57). Передняя часть этого фюзеляжа чисто раскосная, задняя — расчалочно-раскосная, причем обе горизонтальные фермы расчалочные, а вертикальные фермы чисто раскосные. Между второй и третьей распорками верхней горизонтальной фермы лент и раскосов нет; здесь помещается летчик. Силовые элементы приведенного фюзеляжа соединены с помощью сварки. Достоинством описанного фюзеляжа является простота и удобство эксплуатации и стойкость против атмосферных влияний. Впереди к фюзеляжу приварена моторама, составляющая с ним одно целое.

Расчалочно-раскосные фюзеляжи в настоящее время получили наибольшее распространение по сравнению с остальными конструкциями ферменных фюзеляжей.

Рамные (шпангоутные) фюзеляжи имеют силовой каркас, состоящий из рам или шпангоутов, соединенных лонжеронами. Основным отличием фюзеляжей этого типа является, во-первых, участие обшивки в работе элементов фюзеляжа и, во-вторых, то, что жесткость фюзеляжа достигается не за счет расчалок и раскосов, а за счет конструкции рам, создающих поперечную форму фюзеляжа.

Деревянный рамный фюзеляж (фиг. 58) состоит из следующих основных частей: четырех лонжеронов 13, рам 1—12 (две из которых показаны на фиг. 59), фанерной обшивки 18, прямоугольных стрингеров 16, усиливающих шпангоуты и обшивку, и нескольких подкосов 14, служащих связью между отдельными рамами. Детали фюзеляжа соединяются между собой деревянными накладками или бобышками 15. Заканчивается фюзеляж хвостовой стойкой 17.

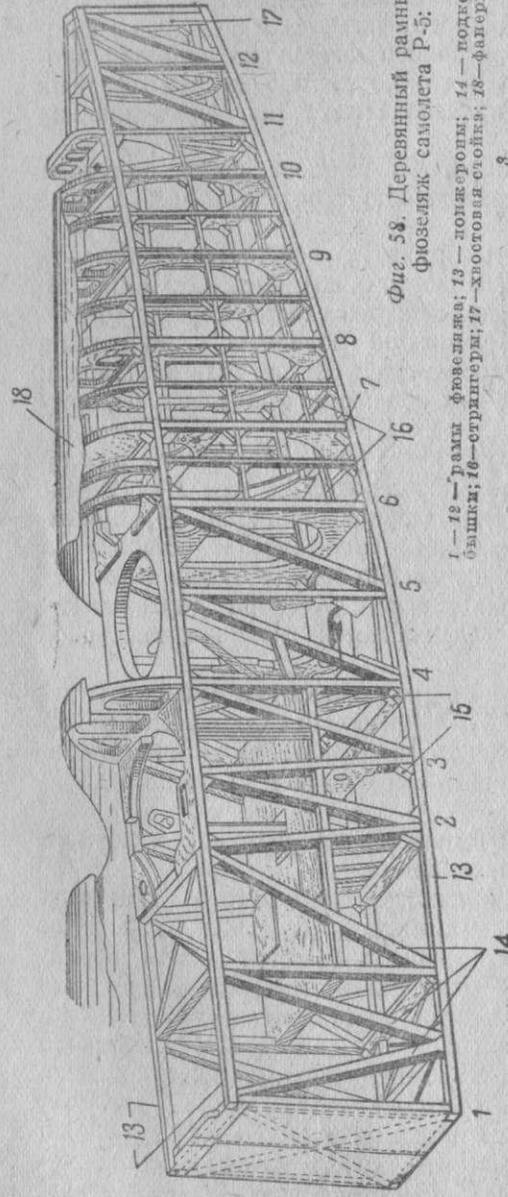
Лонжероны данного фюзеляжа имеют сплошное сечение и несколько облегчены по сравнению с лонжеронами ферменных фюзеляжей, так как здесь они частично разгружаются за счет работающей обшивки фюзеляжа. Лонжероны склеены по длине в двух-трех местах.

Фюзеляж обшивают фанерой и оклеивают снаружи подотном. Положно окрашивают и покрывают лаком.

На фиг. 60 показана другая конструкция рамного фюзеляжа. Передняя часть этого фюзеляжа — стальная, раскосная, хвостовая часть — стальная, расчалочно-подкосная, а средняя часть, соединяющая переднюю и хвостовую части фюзеляжа, выполнена в виде деревянной рамной конструкции. Такие составные фюзеляжи смешанной конструкции (как по материалам, так и по характеру силового каркаса фюзеляжа) применяются в настоящее время довольно часто.

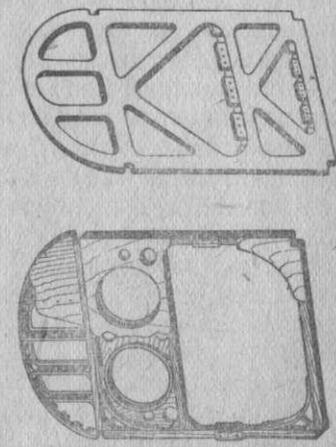
Металлический шпангоутный фюзеляж (фиг. 61) состоит из тех же элементов, что и деревянный фюзеляж рамного типа. Шпангоуты 1—16 связаны между собой в одно целое четырьмя лонжеронами 20, продольными стрингерами 17 и наклонными профилированными стрингерами 18, которые служат, помимо этого, дополнительным креплением обшивки.

Детали шпангоутного фюзеляжа соединены между собой дуралюминовыми косынками 19 на заклепках. На передней части лон-

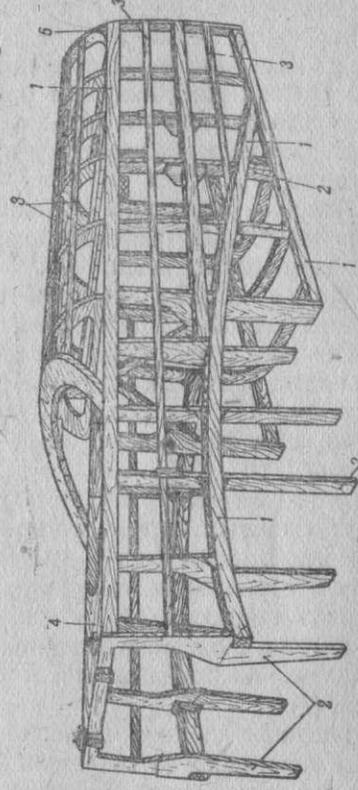


Фиг. 58. Деревянный рамный фюзеляж самолета Р-5:

1 — 12 — рамы фюзеляжа; 13 — лонжероны; 14 — подкосы; 15 — бо-
 башки; 16 — стрингеры; 17 — хвостовая стойка; 18 — фанерная обшивка



Фиг. 59. Деревянные рамы рамного фюзеляжа



Фиг. 60. Каркас средней части рамной конструкции самолета Як-4:
 1 — лонжероны; 2 — рама; 3 — стрингеры; 4 — верхняя горизонтальная жесткость;
 5 — дюралюминовый угольник; 6 —

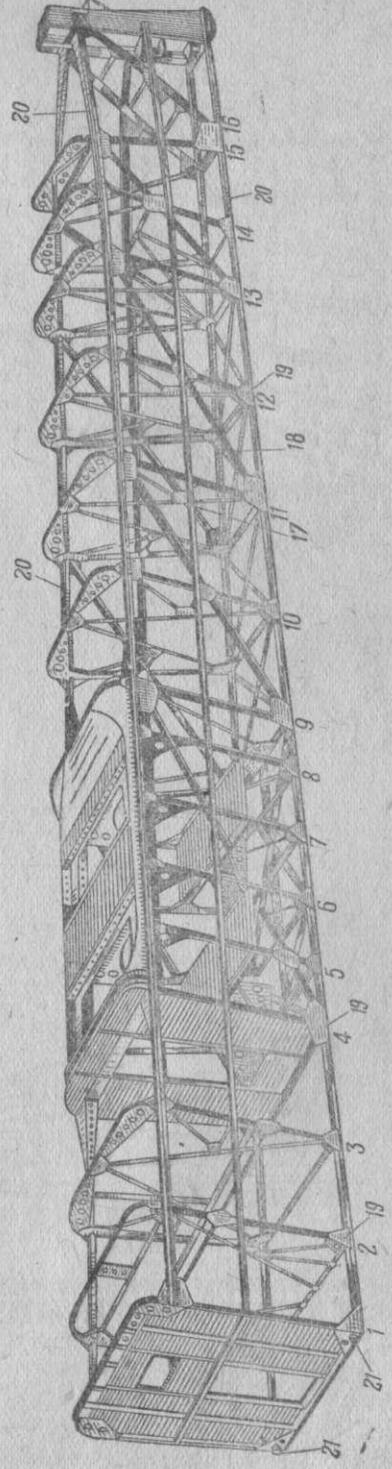
жеронов имеются узлы 21, соединяющие хвостовую часть фюзеляжа с центральной. На фиг. 62 изображены детали шпангоутных фюзеляжей другой конструкции. Для обшивки таких фюзеляжей сейчас применяют гладкий листовый дюралюмин. Преимущество шпангоутных фюзеляжей по сравнению с другими заключается в том, что они более жестки, в полете не мешают доступу ко многим деталям самолета и позволяют придавать фюзеляжу нужную аэродинамическую форму без установки дополнительных каркасов; к недостаткам надо отнести больший, чем у ферменных фюзеляжей, вес и трудность ремонта.

Фюзеляжи типа монокок отличаются от фюзеляжей других типов тем, что почти всю нагрузку, возникающую в полете, в данной конструкции принимает на себя жесткая обшивка; остальные же элементы конструкции этого фюзеляжа (шпангоуты, лонжероны, стрингеры) воспринимают только малую часть нагрузки и служат главным образом для придания формы фюзеляжу и создания жесткости обшивки.

Фюзеляж типа монокок (фиг. 63) представляет собой пустотелую балку с довольно тонкими стенками; поперечное его сечение бывает круглым или овальным.

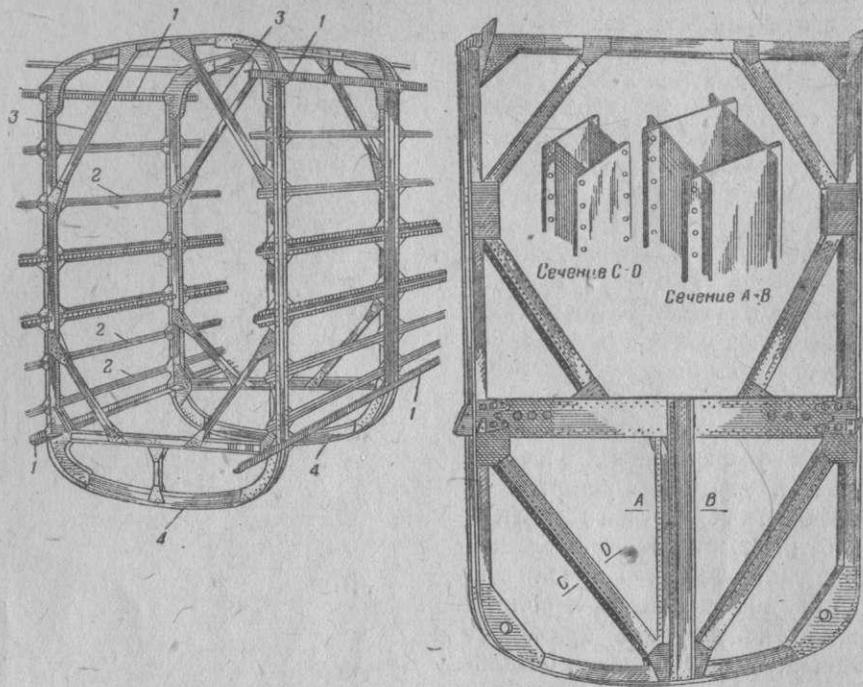
Обшивка фюзеляжа по его длине неодинаковая: впереди она толще, сзади тоньше.

На фиг. 64 изображен фюзеляж типа полумонокок без килевой части. В конструкцию входят: четыре лонжерона 1, восемь стрингеров 2, одиннадцать шпангоутов 3, обшивка 4, представляющая собой как бы скорлупу, изготовленную из березового шпона. К узлам 6 крепится моторная рама, а к узлам 7 и 8 — киль. Эле-

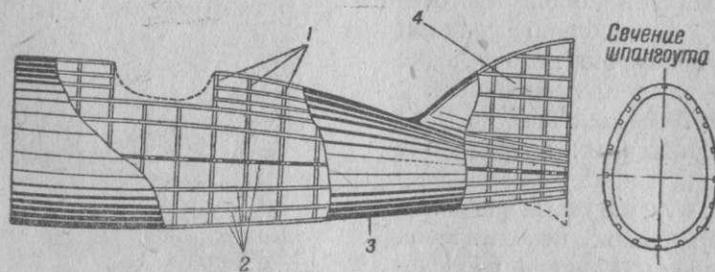


Фиг. 61. Хвостовая часть металлического шпангоутного фюзеляжа самолета ТБ-3:

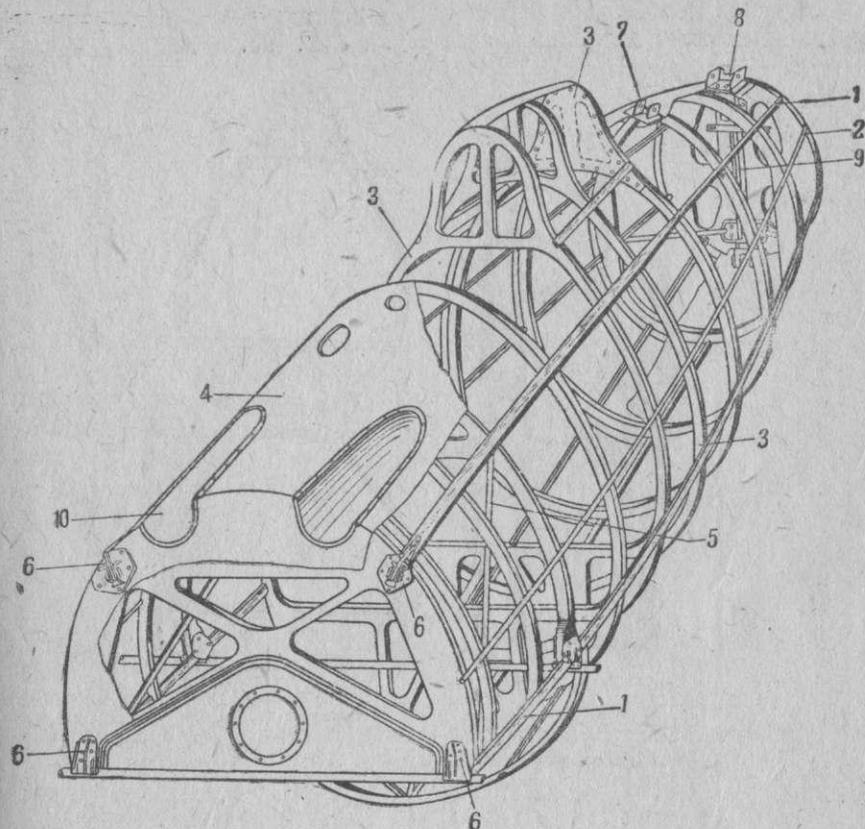
1 — 16 — шпангоуты; 17 — стрингеры; 18 — маклоные стрингеры; 19 — кессоны; 20 — поперечные узлы крепления к средней части фюзеляжа; 21 — узлы крепления к средней части фюзеляжа



Фиг. 62. Детали металлических шпангоутных фюзеляжей:
1 — лонжероны; 2 — стрингеры; 3 — раскосы; 4 — шпангоуты



Фиг. 63. Схема деревянного фюзеляжа монокок с килевой частью:
1 — шпангоуты; 2 — стрингеры; 3 — обшивка; 4 — килевая часть

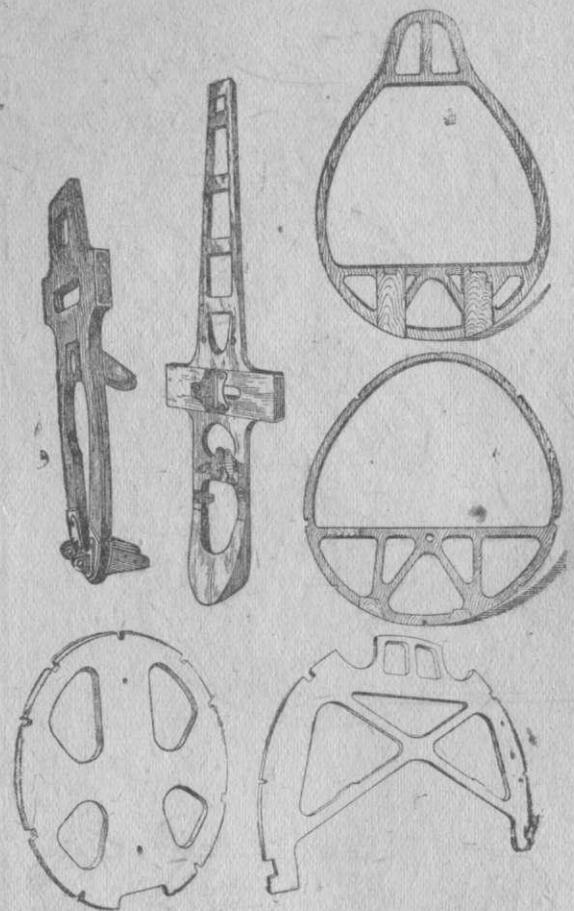


Фиг. 64. Каркас деревянного фюзеляжа полумонок без килевой части самолета И-16:

1 — лонжероны; 2 — стрингеры; 3 — шпангоуты; 4 — обшивка; 5 — стальной подкос между первым и четвертым шпангоутами; 6 — узлы крепления моторами; 7, 8 — передний и задний узлы крепления киля; 9 — труба костыля; 10 — желоб для пулемета; 11 — шпон; 12 — центроплан

менты фюзеляжа соединены между собой казеиновым клеем² и скреплены оцинкованными гвоздями.

Образцы некоторых конструкций шпангоутов для деревянных фюзеляжей типа монокок показаны на фиг. 65.

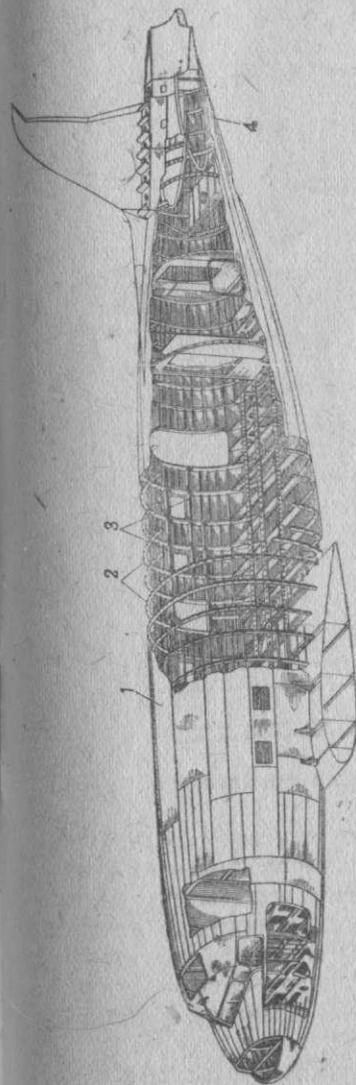


Фиг. 65. Шпангоуты деревянных фюзеляжей монокок

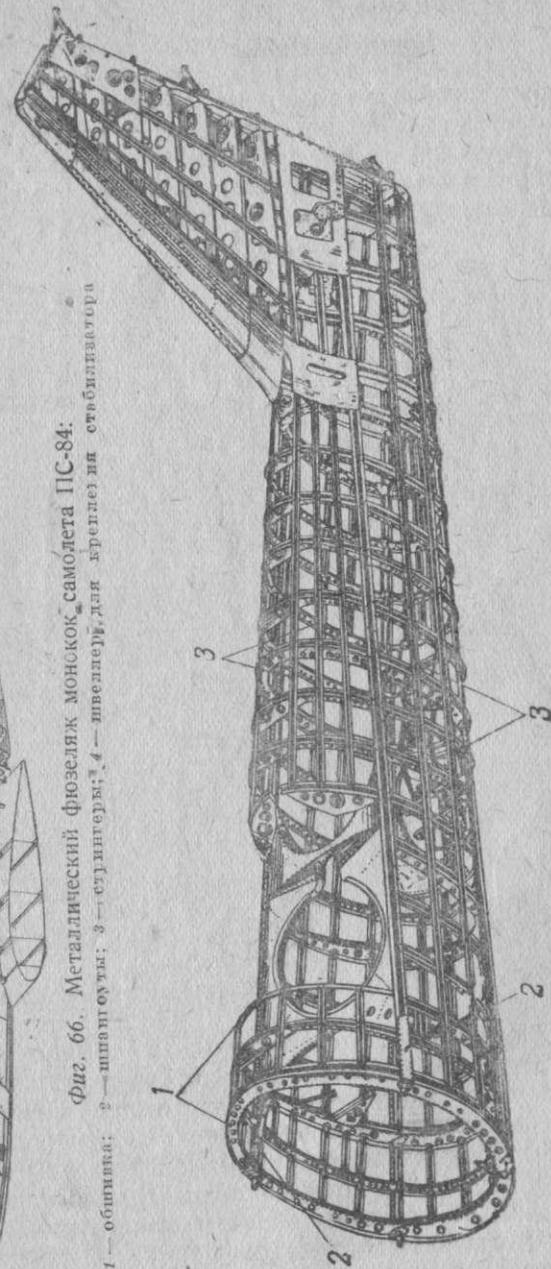
Недостатками деревянных фюзеляжей типа монокок являются подверженность их атмосферным влияниям и длительность процесса выклейки обшивки. К преимуществам их относятся большая жесткость при малом весе, удобство размещения в фюзеляже оборудования и хорошо обтекаемая форма.

Металлические фюзеляжи типа монокок (фиг. 66) имеют тонкую (0,6—1,7 мм) обшивку 1, толщина которой изменяется по длине фюзеляжа. Обшивка приклепана к шпангоутам 2, стрингерам 3 и поперечным профилям 4. Металлические фюзеляжи менее подвержены действию атмосферных условий, но по сравнению с деревянными имеют больший вес.

На фиг. 67 показан металлический фюзеляж типа полумонокок. Силовой каркас этого фюзеляжа отличается от фюзеляжа само-



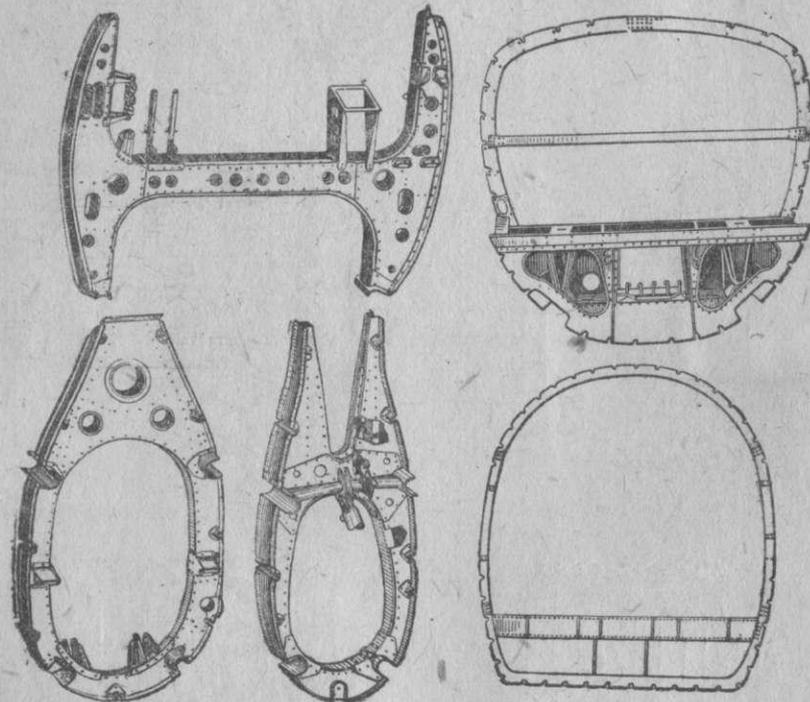
Фиг. 66. Металлический фюзеляж монокок самолета ПС-84:
1 — обшивка; 2 — шпангоуты; 3 — стрингеры; 4 — швеллеры для крепления стабилизатора



Фиг. 67. Металлический фюзеляж полумонокок самолета СБ:
1 — шпангоуты; 2 — лонжероны; 3 — стрингеры

лета ПС-84 (см. фиг. 66) формой шпангоутов и стрингеров и их конструктивным выполнением и, кроме того, наличием довольно прочных лонжеронов 2. Последнее отличие приводит к делению фюзеляжей монокок на два типа: монокок и полумонокок.

К фюзеляжам монокок относят фюзеляжи, силовой каркас которых состоит только из обшивки и шпангоутов, без всяких продольных элементов стрингеров и лонжеронов. Так как на практике такие фюзеляжи почти не встречаются, фюзеляжами монокок обычно называют фюзеляжи, имеющие, кроме обшивки и шпангоутов, еще и стрингеры (см. фиг. 63 и 66).



Фиг. 68. Шпангоуты металлических фюзеляжей типа монокок

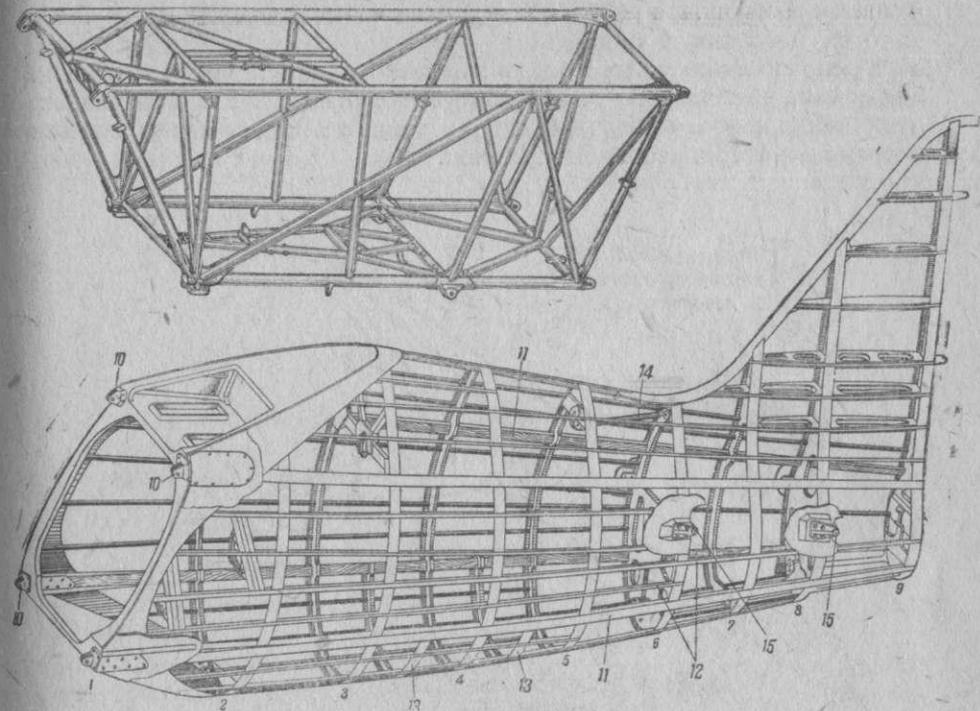
К фюзеляжам полумонокок обычно относят фюзеляжи, имеющие кроме обшивки, шпангоутов и стрингеров более или менее прочные лонжероны. В настоящее время чаще всего встречаются фюзеляжи типа полумонокок, имеющие стрингеры и лонжероны. Лонжероны, стрингеры и шпангоуты создают достаточно жесткий каркас, на который опирается работающая обшивка.

На фиг. 68 показаны образцы конструкций шпангоутов металлических фюзеляжей монокок.

Фюзеляжи типа монокок сейчас наиболее распространены и применяются для самолетов любого типа.

На фиг. 69 показаны головная и хвостовая части фюзеляжа самолета МИГ-3 смешанной конструкции. Головная часть фюзеляжа представляет собой стальную ферму, обшитую листами дюралю-

мина; хвостовая часть представляет собой деревянный полумонокок, соединяющийся с головной частью с помощью четырех узлов 10.



Фиг. 69. Головная и хвостовая части фюзеляжа смешанной конструкции самолета МИГ-3:

1 — 9 — шпангоуты; 10 — стыковые узлы; 11 — лонжероны; 12 — стрингеры; 13 — полурамы; 14 — распорная труба; 15 — узлы для стабилизатора

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Для чего служит фюзеляж?
2. Из каких материалов изготовляют фюзеляжи?
3. Какая форма фюзеляжа в поперечном сечении наиболее выгодна?
4. Какие типы фюзеляжей применяются в настоящее время?
5. Какие детали ферменных фюзеляжей воспринимают его нагрузку?
6. Перечислите виды ферменных фюзеляжей.
7. Назовите основные части расчалочного фюзеляжа, для чего они служат?
8. Из каких ферм состоит расчалочный фюзеляж?
9. Назовите основные части раскосного фюзеляжа.
10. Из каких частей состоит расчалочно-раскосный фюзеляж?
11. Что является основной силовой частью рамных (шпангоутных) фюзеляжей?
12. Перечислите основные детали рамного (шпангоутного) фюзеляжа.
13. Какие фюзеляжи относят к типу монокок и полумонокок? Какой из них больше применяется?
14. Укажите преимущества и недостатки фюзеляжей типа монокок.

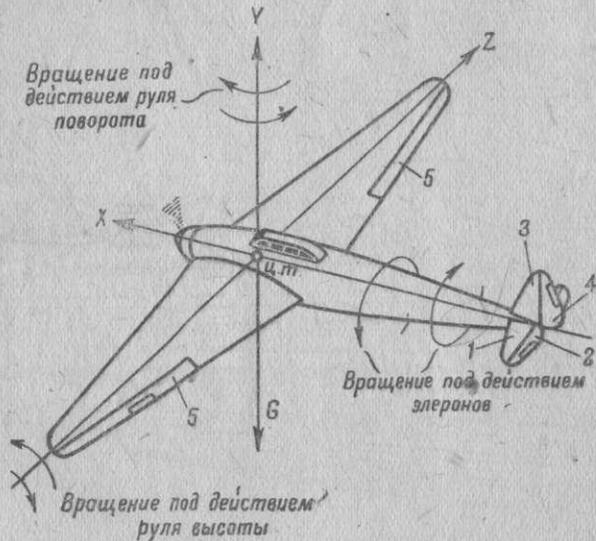
5. Органы управления самолетом

Наиболее важными частями самолета являются его органы управления, состоящие из оперения (подвижного и неподвижного), командных рычагов и проводок управления.

Органы управления выполняют две основные задачи:

1) дают возможность летчику управлять самолетом, т. е. заставить самолет двигаться по требуемому направлению; это обеспечивается в первую очередь подвижными частями оперения — рулями высоты, поворота и элеронами;

2) способствуют сохранению приданного самолету направления движения, восстанавливая его положение в воздухе при случайных отклонениях; это обеспечивается в основном неподвижными частями оперения — стабилизатором и килем.



Фиг. 70. Оси вращения самолета:

1 — стабилизатор; 2 — руль высоты; 3 — киль; 4 — руль поворота; 5 — элероны

Самолет имеет три оси вращения: продольную X , поперечную Z и вертикальную Y , проходящие через центр тяжести самолета, в котором приложена сила G полного веса самолета (фиг. 70). Управление самолетом сводится к повороту его вокруг этих осей. Рулем высоты и элеронами летчик управляет с помощью рук (ручное управление), а рулем поворота — с помощью ног (ножное управление). Пользуясь органами управления, летчик может развернуть самолет, наклонить его или перевести на подъем и снижение.

Оперение самолета

Оперение самолета состоит из хвостового оперения и элеронов. Органы управления, расположенные в хвостовой части фюзеляжа, называют хвостовым оперением, которое делится на горизонтальное и вертикальное. К горизонтальному оперению относятся стабилизатор и руль высоты, к вертикальному — киль и руль поворота. Стабилизатор и киль облегчают самолету возвращение в первоначальное положение в случае произвольного отклонения; рули изменяют направление движения самолета.

Руль высоты, руль поворота и элероны являются подвижными частями оперения. Киль в полете неподвижен. Стабилизатор может быть неподвижным и подвижным на земле и в воздухе, в последнем случае на самолете должно быть специальное устройство, позволяющее изменять положение стабилизатора в воздухе.

Схема управления рулем высоты. Руль высоты служит для поворота самолета вокруг поперечной оси Z , для перевода самолета на подъем или снижение. Если летчик берет ручку управления «на себя» (фиг. 71), руль высоты, связанный с ней тросами

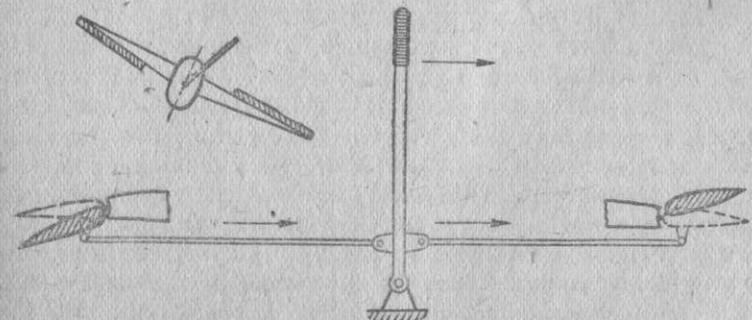


Фиг. 71. Принципиальная схема управления рулем высоты

или тягами, отклоняется вверх, и на нем возникают воздушные силы $Y_{под}$, которые опустят хвостовую и поднимут носовую часть фюзеляжа; самолет перейдет на подъем. Если летчик отдает ручку управления «от себя», руль высоты опустится вниз, на нем появляются силы $Y_{оп}$, вызывающие опускание носа фюзеляжа, и самолет перейдет на снижение.

Схема управления элеронами. Элероны служат для поворота самолета вокруг его продольной оси X для создания крена самолета на правое или левое крыло.

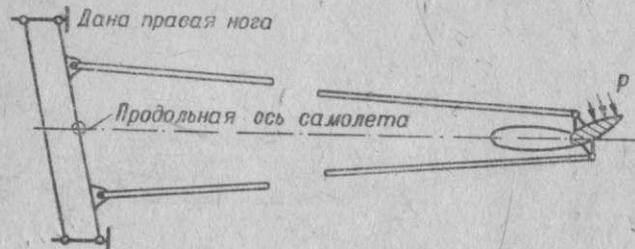
Принципиальная схема управления элеронами приведена на фиг. 72, где показан случай отклонения ручки управления вправо (направление движения деталей управления показано стрелками). При таком отклонении ручки элерон на правом крыле поднимется, на левом опустится, в результате чего самолет наклонится вправо.



Фиг. 72. Принципиальная схема управления элеронами

Если летчик отклонит ручку управления влево, произойдет обратное явление: левый элерон поднимется, правый опустится, и самолет наклонится влево. Независимо от конструкции элеронов и проводки к ним, движение ручки управления в какую-либо сторону вызывает во всех случаях подъем элерона на том крыле, куда дана ручка, и одновременное опускание элерона на противоположном крыле.

Схема управления рулем поворота. Руль поворота служит для поворота самолета вокруг вертикальной оси Y для изменения направления полета. Принципиальная схема управления рулем поворота показана на фиг. 73. Очевидно, при движении вперед



Фиг. 73. Принципиальная схема управления рулем поворота.

правой педали управления рулем поворота руль отклонится вправо и возникающие на нем воздушные силы заставят самолет развернуться вправо. При движении вперед левой педали руль поворота отклонится влево и туда же развернется самолет.

Если по какой-либо причине самолет наклонится на правое крыло, летчик сам отклонится влево и в ту же сторону отклонит ручку управления; этим движением ручки самолет будет возвращен в первоначальное положение. То же самое произойдет и при непроизвольном снижении или развороте самолета.

Типы оперений. Оперение самолета как по своей конструкции, так и по способам крепления к фюзеляжу имеет много общего с крылом, отличаясь от него меньшими размерами.

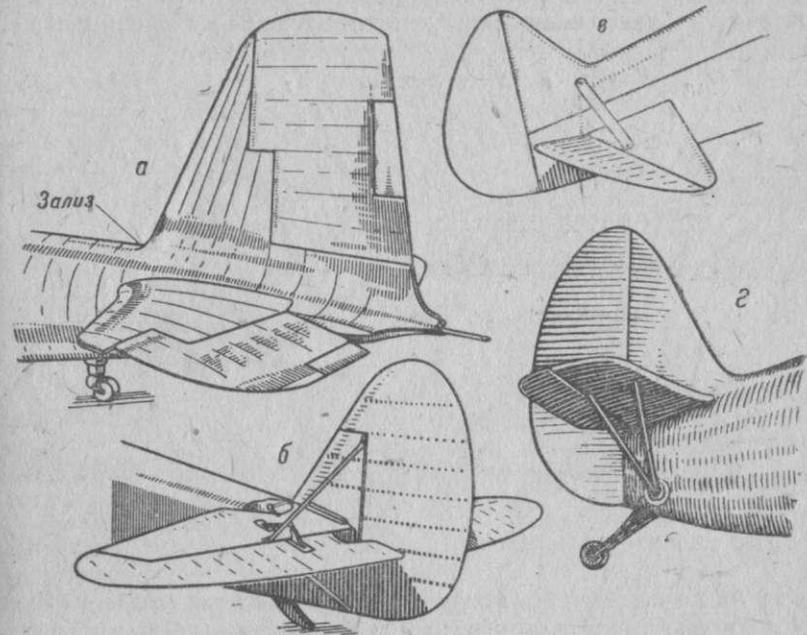
Хвостовое оперение располагают чаще всего вверху или посредине хвостовой части фюзеляжа. Оперение работает лучше, если оно расположено в струе воздуха, идущей от винта, и выше струи воздуха, идущей от крыла. В зависимости от способов крепления оперение может быть свободнонесущее, расчалочное и подкосное.

Свободнонесущее оперение (фиг. 74, а) крепится к фюзеляжу без дополнительных опор: стабилизатор — своей средней частью, киль — нижней. На фиг. 74, а видны зализы (плавные переходы на стыке оперения с фюзеляжем), уменьшающие сопротивление воздуха в полете. Свободнонесущее оперение аэродинамически очень выгодно и потому встречается наиболее часто.

Расчалочное оперение (фиг. 74, б) отличается тем, что его лонжероны имеют дополнительное крепление в виде лент-расчалок. Так, лонжерон стабилизатора крепится снизу двумя расчалками к фюзеляжу и сверху — двумя расчалками к лонжерону киля. Та-

кое оперение более жестко, но менее выгодно с точки зрения сопротивления.

Подкосное оперение бывает с верхним расположением подкосов (фиг. 74, в) и нижним (фиг. 74, г).

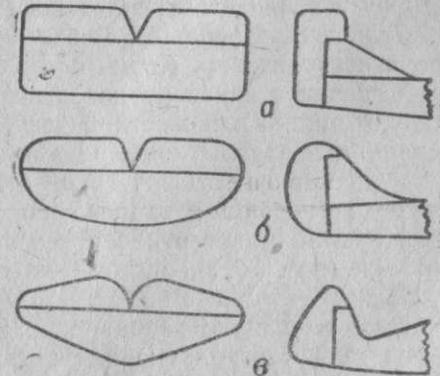


Фиг. 74. Способы крепления оперения:

а — свободнонесущее; б — расчалочное; в и г — подкосное с верхним и нижним расположением подкосов

Обычно оперение самолета состоит из цельного стабилизатора, руля высоты, состоящего из двух половин, киля и руля поворота. На многих самолетах нередко встречается двойное вертикальное оперение, что позволяет уменьшить его размеры, а следовательно, и возможность его деформации в полете. Для военных самолетов такая конструкция оперения, кроме того, позволяет вести огонь назад для защиты хвостовой части самолета от нападения противника.

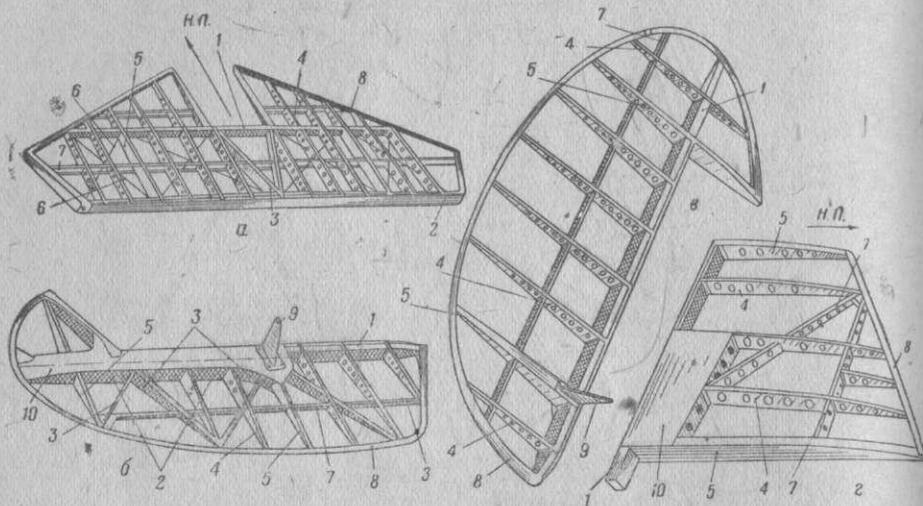
По своему очертанию в плане оперение может быть прямоугольным, эллиптическим и трапецевидным. Наиболее распространенные формы — эллиптическая и трапецевидная с закругленными краями (фиг. 75).



Фиг. 75. Очертания хвостовых оперений: а — прямоугольное; б — эллиптическое; в — трапецевидное с закругленными краями

Конструкция оперения. Оперение может быть деревянное и металлическое, а обшивка его — полотняная, фанерная или металлическая. При этом иногда на одном самолете отдельные части оперения (обычно неподвижные) покрыты фанерой или гладкими дюралюминовыми листами, а подвижные — полотном.

На фиг. 76 изображены части хвостового оперения самолета Р-5: стабилизатор, руль высоты, руль поворота и киль.



Фиг. 76. Конструкция деревянного хвостового оперения самолета Р-5:
 а — стабилизатор; б — руль высоты; в — руль поворота; г — киль; 1 — передний лонжерон; 2 — задний лонжерон; 3 — раскосы; 4 — нормальные нервюры; 5 — усиленные нервюры; 6 — лонты-расчалки; 7 — стрингеры; 8 — обод; 9 — рычаг (кабачик) управления; 10 — фанерная обшивка

Стабилизатор (фиг. 76, а) состоит из переднего 1 и заднего 2 лонжеронов, двух раскосов 3 между лонжеронами, четырех усиленных нервюр 5, к которым крепятся расчалки 6, нормальных нервюр 4, стрингеров 7 и дюралюминового обода 8. К заднему лонжерону стабилизатора подвешивается руль высоты.

Руль высоты (фиг. 76, б) в основном состоит из тех же деталей, что и стабилизатор. Кроме того, на лонжероне руля высоты укреплено сверху и снизу по два рычага 9 для тросов управления (или только один — для жесткой тяги управления). Участок руля между передним и задним лонжеронами обшит фанерой 10.

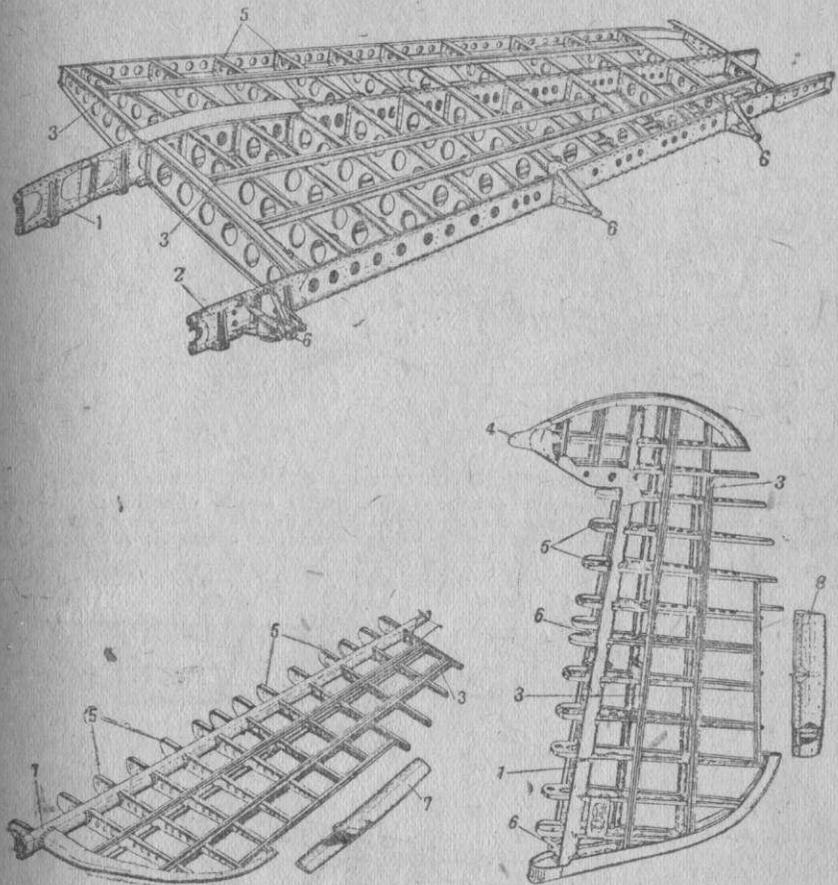
Руль поворота (фиг. 76, в) отличается от руля высоты отсутствием раскосов 3 и заднего лонжерона 2. Рули высоты и поворота обычно могут отклоняться на 30—35° в каждую сторону.

Киль (фиг. 76, г) состоит из тех же основных деталей, что и стабилизатор.

Киль в воздухе неподвижен, но на земле, в целях регулировки самолета, его переднюю или заднюю кромку на некоторых самолетах можно переставлять.

Оперение самолетов может быть выполнено конструктивно различно, но в нем всегда можно найти одни и те же основные эле-

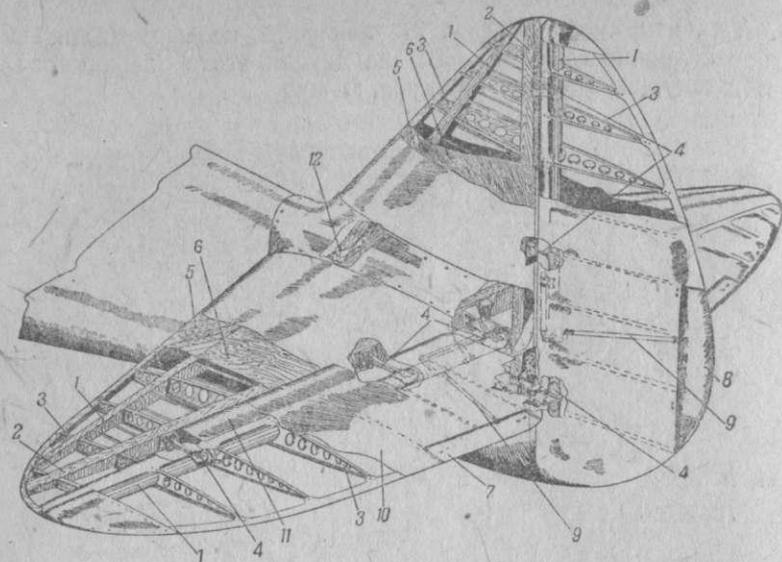
менты. Так, например, на фиг. 77 показано цельнометаллическое хвостовое оперение самолета СБ; все детали этого оперения, включая и обшивку, выполнены из дюралюмина.



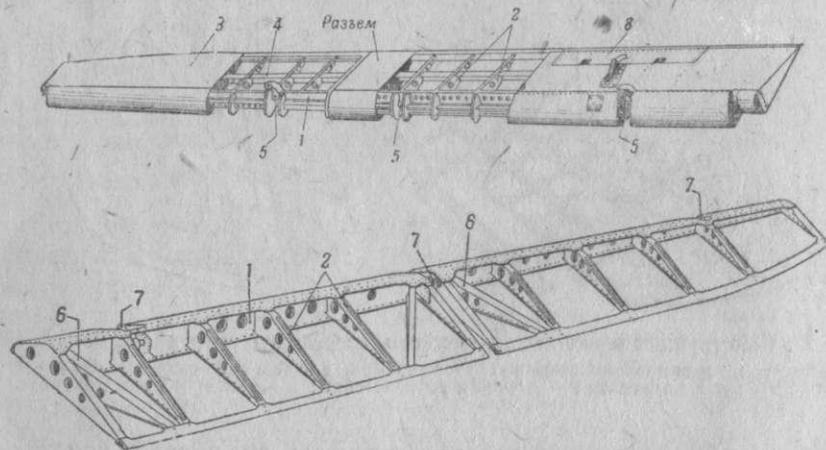
Фиг. 77. Конструкция цельнометаллического хвостового оперения самолета СБ:
 1, 2 — передний и задний лонжероны; 3 — стрингеры; 4 — весовой компенсатор; 5 — нервюры; 6 — узлы подвески; 7 — триммер руля высоты; 8 — триммер руля поворота

На фиг. 78 показано хвостовое оперение смешанной конструкции. Каркасы стабилизатора и киля выполнены из дерева и обшиты в передней части шпоном 5, а сзади бакелитовой фанерой 6. Рули высоты и поворота — дюралюминовые, обшиты в передней части (до лонжеронов) также дюралюмином 11, а в хвостовой части полотном 10.

Конструкция деревянного элерона показана на фиг. 53. Металлические элероны изображены на фиг. 79. Элерон состоит из лонжерона 1 и нескольких нервюр 2, носки которых соединены гладкой металлической обшивкой 3, образующей ребро атаки элерона. Для большей жесткости хвостовой части элерона параллельно лонжерону расположен стрингер 4. Хвостовая часть данного элерона



Фиг. 78. Хвостовое оперение смешанной конструкции самолета Як-1:
 1, 2 — передний и задний лонжероны; 3 — нервюры; 4 — узлы подвески; 5 — шпиг; 6 — бакелитовая фанера; 7, 8 — триммеры руля высоты и поворота; 9 — тяги управления триммерами; 10 — полотняная обшивка; 11 — дюралюминовая обшивка; 12 — узел крепления киля

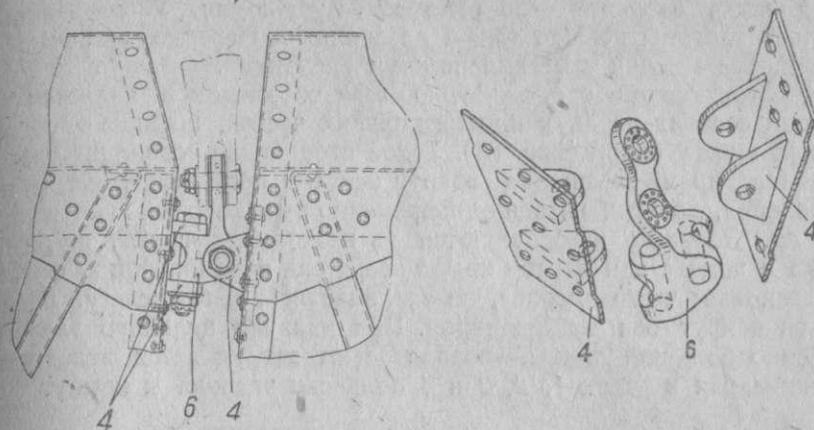


Фиг. 79. Металлические элероны:

1 — лонжерон; 2 — нервюры; 3 — обшивка; 4 — стрингер; 5 — ось вращения элерона; 6 — подкосы; 7 — узлы подвески элеронов; 8 — триммер элерона

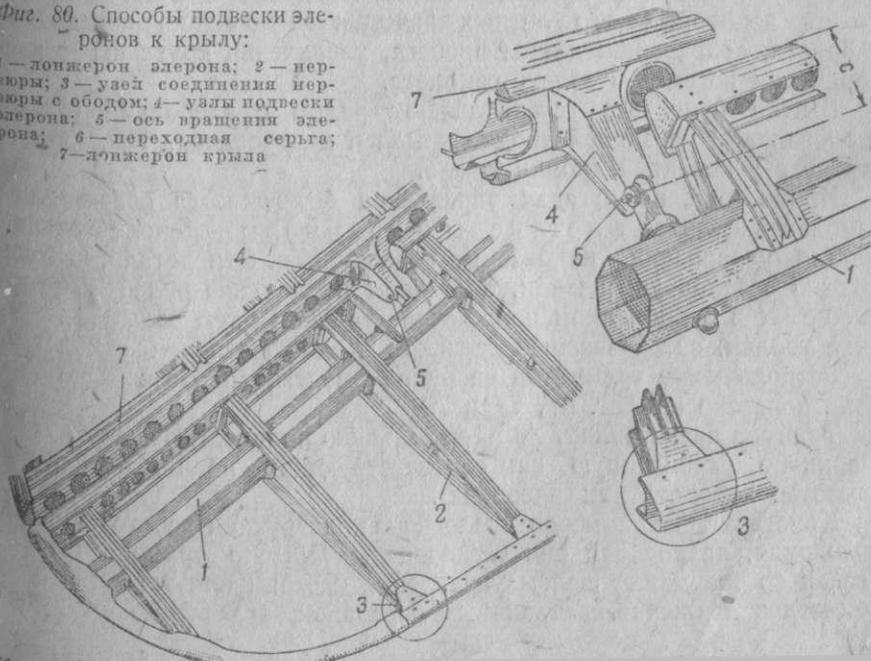
также покрыта гладкими листами дюралюмина. На фиг. 79 показан каркас дюралюминового элерона.

На фиг. 80 показаны различные способы подвески элеронов к крылу на кронштейнах 4 таким образом, что ось 5 вращения элерона находится сзади ребра атаки элерона, на некотором расстоянии С. Такая подвеска создает так называемую осевую компенсацию элерона.



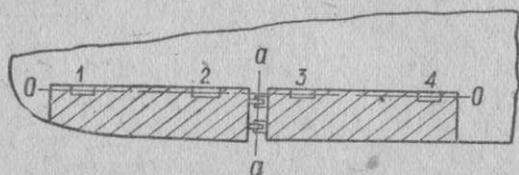
Фиг. 80. Способы подвески элеронов к крылу:

1 — лонжерон элерона; 2 — нервюры; 3 — узел соединения нервюры с ободом; 4 — узлы подвески элерона; 5 — ось вращения элерона; 6 — переходная серьга; 7 — лонжерон крыла



Обшивка элеронов — полотно или дуралюмин. У деревянных крыльев элероны обычно также деревянные. Нередко встречаются деревянные крылья с металлическими элеронами.

Конструктивной особенностью многих элеронов является то, что они состоят из двух или нескольких частей, шарнирно соединенных между собой (фиг. 81). Такое соединение позволяет частям элеронов, кроме вращения вокруг оси *OO* под действием ручки управления, поворачиваться одновременно на некоторый угол вокруг оси *aa*. Элероны изготавливаются из нескольких частей, для того чтобы в полете при изгибе крыла вверх или вниз (элерон на фиг. 81 заштрихован) части элерона, не заклиниваясь, могли слегка повернуться вокруг оси *aa* шарниров. При наличии цельного элерона, особенно большой длины, управление им затрудняется вследствие заклинивания в узлах 1, 2, 3 и 4 подвески элерона к крылу.



Фиг. 81. Разрезной элерон:
1, 2, 3, 4 — узлы подвески элерона

У большинства современных самолетов, кроме перечисленных основных частей управления, есть ряд деталей, также относящихся к управлению, но имеющих особое, специальное назначение, например предкрылки и взлетно-посадочные щитки. Они расположены на крыльях самолета и предназначены для улучшения некоторых его летных качеств: уменьшения посадочной скорости, сокращения длины пробега, увеличения крутизны траектории при посадке и взлете самолета.

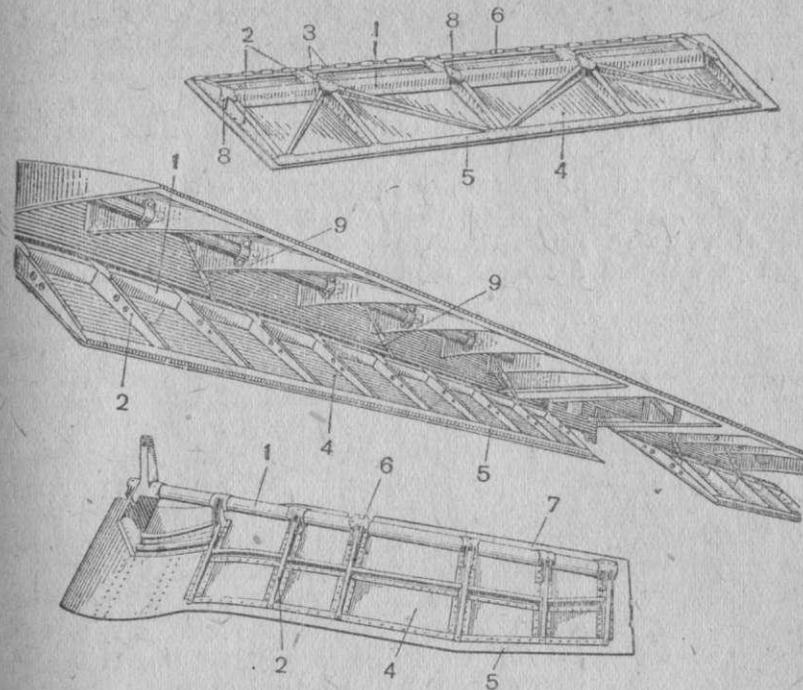
Щитки (фиг. 82) устанавливаются рядом с элеронами (ближе к фюзеляжу) на задней кромке крыла и центроплана. Предкрылки ставятся у передней кромки крыла.

Кроме того, на органах управления большинства современных самолетов имеются флеттнеры и триммеры — дополнительные детали управления, называемые сервоустройствами. Эти детали, являясь частью органов управления, облегчают отклонение рулей и удержание их в отклоненном положении, уменьшая тем самым физические усилия, затрачиваемые летчиком для управления самолетом.

Расположение триммеров на рулях высоты, поворота и на элероне показано на фиг. 47, 77 и 78.

Триммер представляет собой небольшую подвижную поверхность, шарнирно укрепленную на соответствующих подвижных рулях (высоты, поворота или элеронах).

Конструкция триммеров аналогична конструкции хвостовой части того руля, на котором они установлены. Обычно триммер бывает связан со своим штурвалом управления тросами или тягами и приводится в движение специальным барабаном, независимо от ручки



Фиг. 82. Взлетно-посадочные щитки различных самолетов:

1 — лонжерон; 2 — нервюры; 3 — подкос; 4 — обшивка; 5 — задний обод; 6 — ось вращения щитка; 7 — передний обод; 8 — клицы; 9 — тендеры

управления или ножных педалей. Флеттнер особого управления не имеет и отклоняется автоматически при отклонении руля.

Командные рычаги

Подвижные органы оперения приводятся в движение посредством механизма управления, состоящего из так называемых командных рычагов, расположенных в кабине летчика, и проводок управления, соединяющих командные рычаги с рулями.

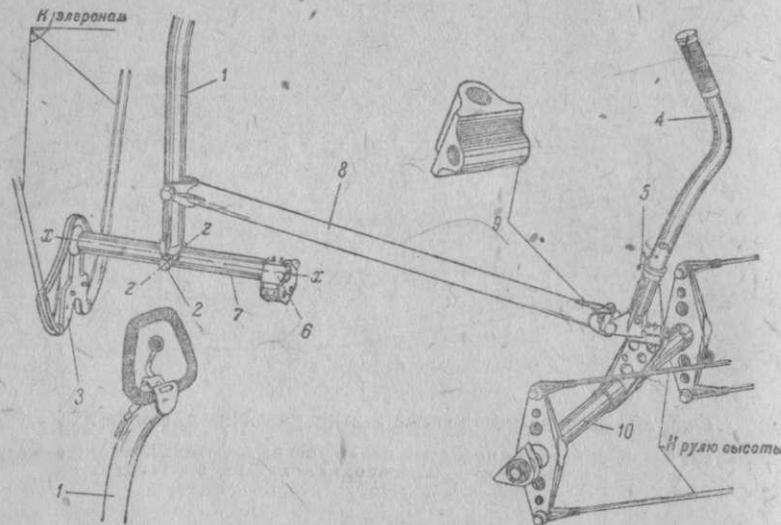
Механизм управления самолетом является весьма ответственной его частью. Поэтому наблюдение за исправностью всей системы управления, проводки и отдельных деталей является одной из важнейших задач технического состава.

Механизм управления должен быть достаточно прочным, легким и абсолютно надежным. Отклонение рулей не должно требовать больших усилий от летчика. Все детали управления должны быть легко доступны для осмотра и проверки, а в случае необходимости и для замены их. В местах соединений не должно быть люфтов, вызывающих так называемый холостой ход ручки управления, когда руль отклоняется не сразу после движения ручкой управления, а с опозданием, что ухудшает управляемость самолета.

Управление самолетом делится на ручное и ножное. Ручное управление состоит из ручки управления, ее крепления и проводки к рулю высоты и элеронам. Ножное управление состоит из системы рычагов с педалями и проводки к рулю поворота. Ручку управления и рычаг с педалями называют командными рычагами.

Ручное управление, в зависимости от конструкции ручки управления, может быть карданное и штурвальное.

Карданное управление (фиг. 83) отличается тем, что ручка управления 1 может одновременно вращаться вокруг двух



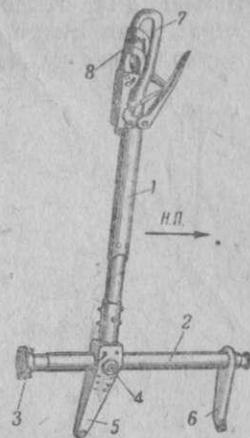
Фиг. 83. Двойное карданное управление самолетом Р-6:

1 — ручка управления летчика; 2 — болт (ось вращения ручки); 3 — сектор; 4 — ручка управления летнаба; 5 — стопор ручки; 6 — подшипник; 7 — продольная труба; 8 — соединительная тяга; 9 — переходная серьга (траверса); 10 — ось вращения

осей: xx — параллельной продольной оси самолета и zz — параллельной поперечной оси самолета. Вращение ручки вокруг оси xx (вправо или влево) происходит вместе с продольной трубой 7, которая может поворачиваться в подшипнике 6 при отклонении ручки; при этом отклоняется сектор 3, к которому присоединены тросы, идущие к элеронам и отклоняющие один из них вверх, другой вниз. Вращение ручки управления вокруг оси zz (вперед или назад) происходит на шарнире 2, параллельном поперечной оси самолета. При движении ручки управления вперед или назад получают движение тросы, идущие к рулю высоты; последний отклоняется вниз или вверх. Второй ручкой управления 4 в случае необходимости пользуются летчик-наблюдатель, поэтому рассмотренное управление называют двойным. На фиг. 84 приведена ручка управления одноместного истребителя И-16.

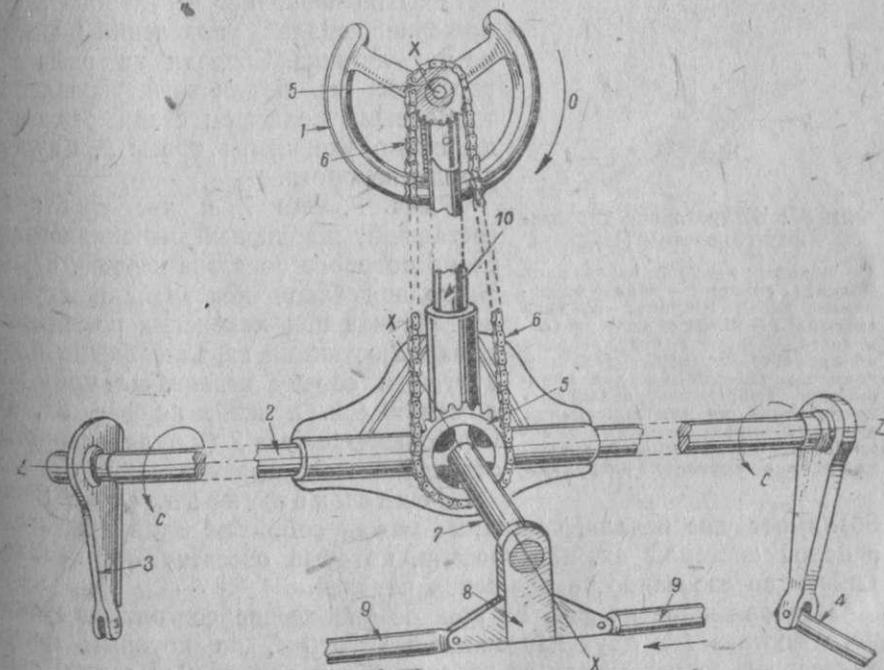
Карданное управление применяется чаще всего на небольших самолетах.

Штурвальное управление (фиг. 85) применяется на больших самолетах и отличается тем, что колонка 10 штурвала имеет лишь одну ось вращения zz , параллельную поперечной оси самолета. При отклонении штурвала 1 «на себя» поперечная труба 2 вместе с укрепленными на ней рычагами 3 повернется в направлении, указанном на фиг. 85 стрелками c , и c' помощью тяги 4 отклонит руль высоты вверх. При отклонении штурвала «от себя» руль высоты отклоняется вниз. Для отклонения элеронов летчик вращает штурвал вокруг его оси, параллельной продольной оси самолета; эта ось на фиг. 85 проектируется в точку. Вращение штурвала (по стрелке O) передается через звездочки 5 и цепь Галля 6 на продольную трубу 7, на которой неподвижно укреплен двуплечий рычаг 8. К рычагу 8 шарнирно присоединены тяги 9, соединенные с элеронами. При вращении штурвала вправо (по стрелке O) правый элерон поднимется, левый опустится; при вращении штурвала влево поднимется левый элерон и опустится правый. При штурвальном управлении усилия, необхо-



Фиг. 84. Одинарное карданное управление самолетом И-16:

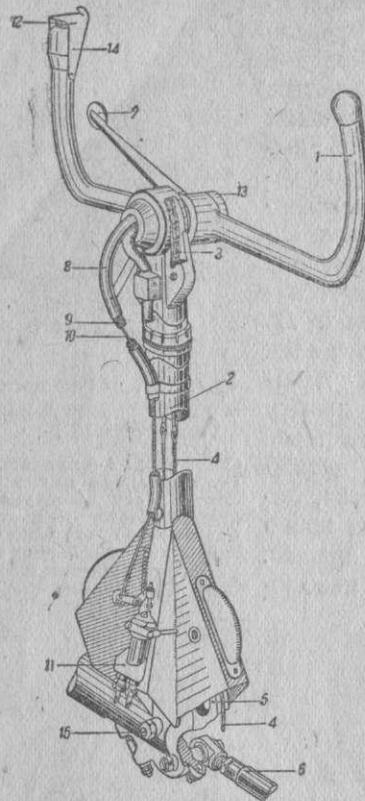
1 — ручка; 2 — продольная труба; 3 — подшипник; 4 — ось вращения; 5 — стопор ручки; 6 — кронштейн к рулю высоты; 7 — колонка; 8 — гашетка управления пулеметами



Фиг. 85. Штурвальное управление самолетом:

1 — штурвал управления; 2 — поперечная труба; 3 — рычаг; 4 — тяга к рулю высоты; 5 — звездочка; 6 — цепь Галля; 7 — продольная труба; 8 — рычаг; 9 — тяги к элеронам; 10 — колонка штурвала

димые для отклонения элеронов, меньше, но конструкция этого управления имеет больший вес, сложнее в изготовлении, монтаже и уходе, чем карданное управление. На фиг. 86 изображен штурвал управления самолета Пе-2.



Фиг. 86. Штурвальное управление самолетом Пе-2:

1 — штурвал; 2 — колонка; 3 — цепь Галля; 4 — трос; 5 — ролики управления тягой элерона; 6 — тяга элерона; 7 — рычаг включения тормозов; 8 — трубка; 9 — боуденовская оболочка; 10 — трос; 11 — редуктор тормоза; 12 — кнопка для сбрасывания бомб; 13 — поворотный предохранитель кнопки управления огнем; 14 — предохранитель кнопки бомбометания; 15 — ось вращения ролика управления элеронами

Как карданное, так и штурвальное управление может быть одинарным, когда управлять самолетом можно только с места летчика (одна ручка или один штурвал), и двойным, когда на самолете имеются две ручки управления или два штурвала, управляемые с мест первого и второго летчиков или пилота и летчика-наблюдателя.

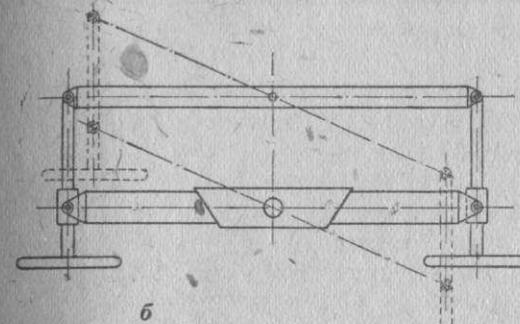
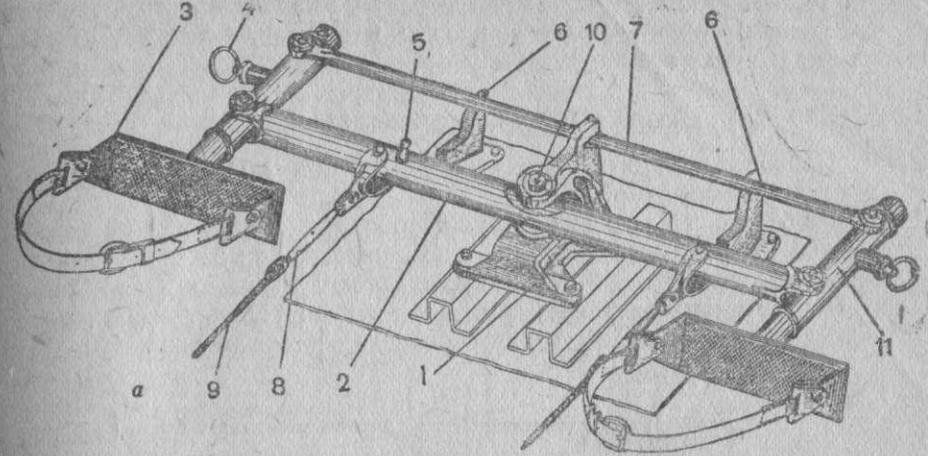
Ножное управление по типу конструкции может быть рычажным и педальным. Рычажное управление применяется преимущественно на легких самолетах, педальное — на тяжелых.

Рычажное управление (фиг. 87, а) состоит из рычага 2, шарнирно укрепленного на кронштейне 1 и могущего вращаться вокруг болта 10. Хвостовики педалей 3 входят в трубы 11 и стопорятся штырями 4; такое устройство позволяет регулировать положение педалей управления по длине ног летчика. Спереди на рычаге 2 укреплена ось 5 для тяги управления тормозными колесами; сзади рычага 2 шарнирно укреплены тросы 9, идущие к рулю поворота.

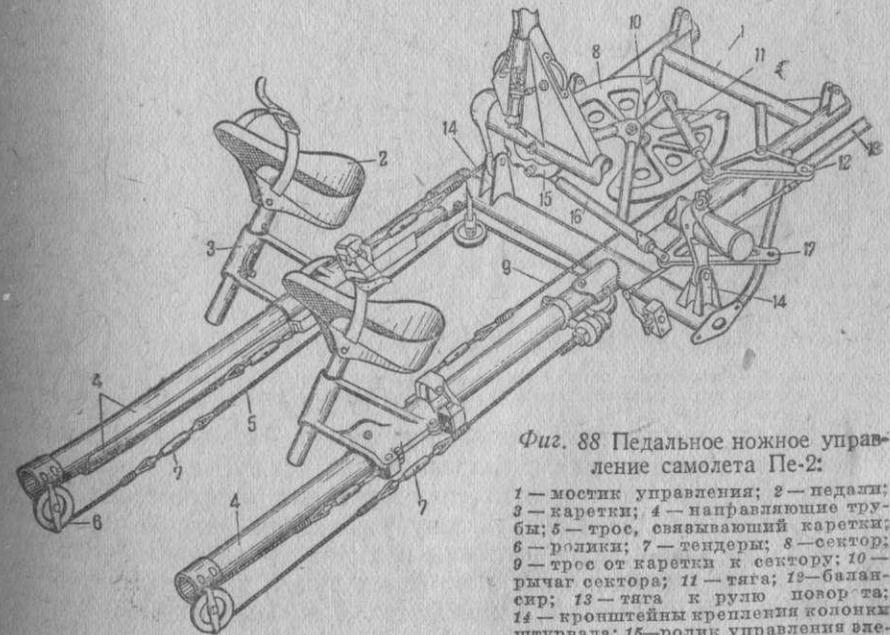
Рычаг 2, тяга 7 и две трубы 11 составляют шарнирный параллелограм, схема которого показана на фиг. 87, б. Благодаря такой конструкции ступни ног летчика при изменении положения рычага 2 остаются параллельными одна другой и своему первоначальному положению (см. пунктир на фиг. 87, б). Отклонение рычага 2 (и руля поворота) ограничивается ограничителями 6.

Педальное управление (фиг. 88) имеет две педали, связанные между собой не одним рычагом, а целой системой их, или тросами, которые обеспечивают необходимую согласованность движения педалей.

Изображенное на фиг. 88 ножное управление состоит из стального мостика 1 и двух направляющих труб 4, по которым могут поступательно перемещаться каретки 3 с педалями 2. Каретки связаны тросами 5, перекинутыми через ролики 6. Нажатие на педаль 2 передается через трос 9 к сектору 8 и жестко соединенному с сек-



Фиг. 87. Рычажное ножное управление самолета Ил-2: 1 — кронштейн; 2 — рычаг; 3 — педали; 4 — стопорный штырь; 5 — ось тяги тормозов; 6 — ограничитель отклонения руля поворота; 7 — тяга; 8 — тендер; 9 — тросы к рулю поворота; 10 — ось вращения рычага; 11 — труба для хвостовика педали



Фиг. 88 Педальное ножное управление самолета Пе-2:

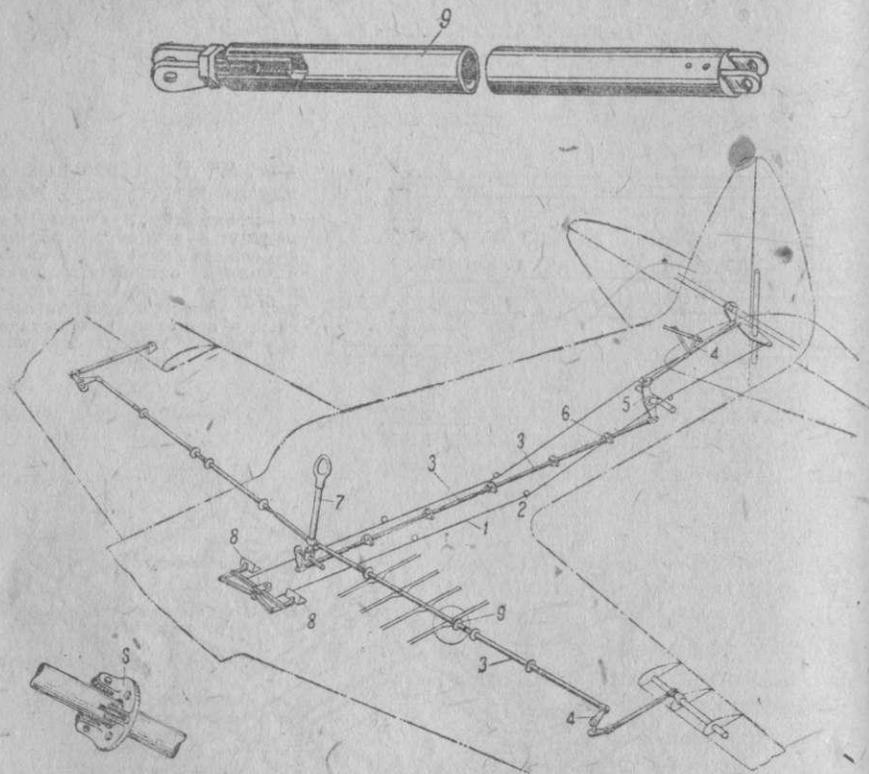
1 — мостик управления; 2 — педали; 3 — каретки; 4 — направляющие трубы; 5 — трос, связывающий каретки; 6 — ролики; 7 — тендер; 8 — сектор; 9 — трос от каретки к сектору; 10 — рычаг сектора; 11 — тяга; 12 — балансир; 13 — тяга к рулю поворота; 14 — кронштейн крепления колонки штурвала; 15 — ролики управления элеронами; 16 — тяга; 17 — балансир управления элеронами

и рычагу 10. Рычаг 10 через тягу 11 поворачивает балансир 12, рый в свою очередь приводит в движение тягу 13, идущую к рулю поворота.

Проводки управления

Проводка ручного и ножного управления может быть гибкой, жесткой и смешанной.

Гибкая проводка к рулю поворота, показанная на фиг. 89, состоит из стальных тросов 1, алюминиевых или текстолитовых роликов 2 и тендеров. Ролики предохраняют тросы от провисания и изменяют их направление; тандерами регулируют натяжение тросов. Иногда тросы пропускают через направляющие втулки.

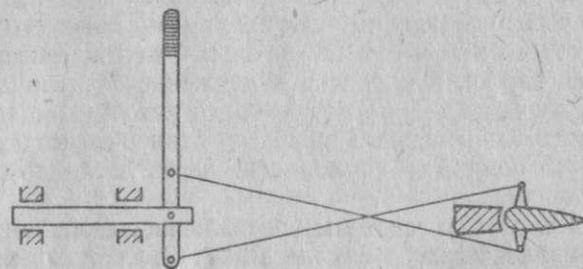


Фиг. 89. Схема проводок управления самолета Як-1:

1 — тросы; 2 — ролики; 3 — тяги; 4 — качалки; 5 — балансиры; 6 — роликовые направляющие; 7 — ручка управления; 8 — педали; 9 — регулируемая тяга у, равлеия элеронами

В целях уменьшения истирания тросов (основной недостаток гибкой проводки) ролики и направляющие втулки изготовляют из мягких металлов или текстолита. Во время эксплуатации тросы вытягиваются, нарушая регулировку управления (второй их недостаток). Для уменьшения вытяжки тросов под действием воздушных сил, возникающих при отклонении рулей, их предварительно, до постановки на самолет, вытягивают. Для большей безопасности

проводка управления рулями чаще всего делается из двух тросов (двойная) по всей цепи. Особенность гибкой проводки руля высоты — перекрещивание тросов, обеспечивающее отклонение руля в нужную сторону (фиг. 90). Об этом следует помнить при монтаже проводки, обязательно проверяя правильность отклонения руля высоты при движении ручкой управления.

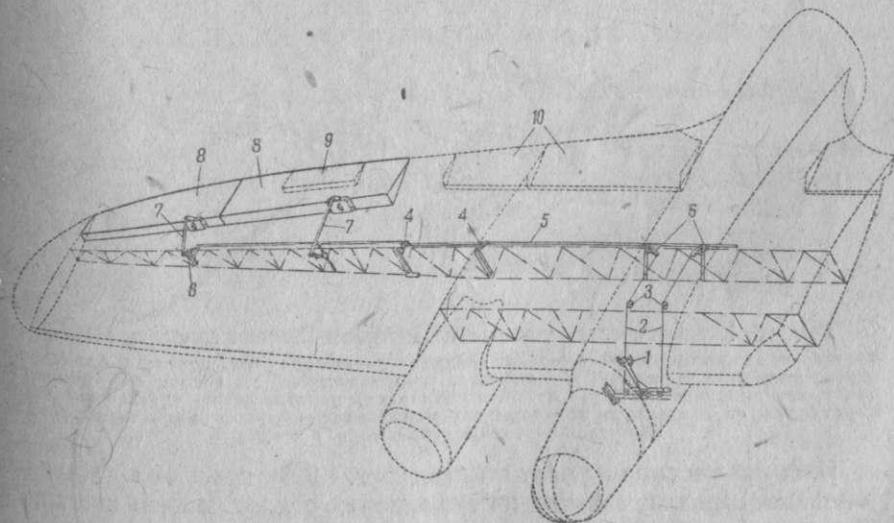


Фиг. 90. Перекрещивание тросов руля высоты

Жесткая проводка к рулю высоты и элеронам, показанная на той же фиг. 89, состоит из тяг 3, качалок 4, балансиров 5 и роликовых направляющих 6. Отдельные тяги 9 могут обычно регулироваться по длине.

Жесткая проводка отличается большой надежностью в обычной эксплуатации и во время боевой работы в случае прострела и поэтому применяется очень широко.

Смешанная проводка показана на фиг. 91. Она состоит из тросов, проходящих в центральной части фюзеляжа, и жестких тяг, идущих вдоль крыла к элерону.



Фиг. 91. Смешанная проводка управления элеронами самолета СБ:

1 — штурвал; 2 — тросы; 3 — ролики; 4 — качалки; 5 — тяги; 6 — балансиры; 7 — проводки; 8 — элероны; 9 — триммер элерона; 10 — щитки

Управление подкрыльными щитками. Проводки управления подкрыльными щитками весьма разнообразны. Щитки могут отклоняться:

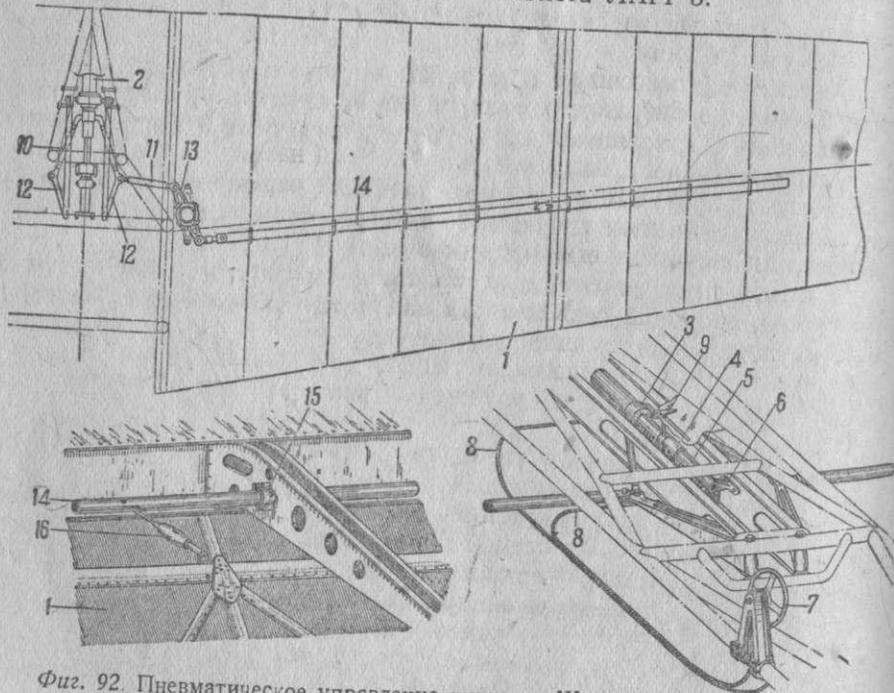
механическим путем — усилием летчика, передаваемым через систему рычагов к щиткам;

пневматическим путем — когда источником движения системы рычагов и щитков является сжатый воздух, проходящий из баллона через специальный цилиндр пневматического управления;

электромеханическим путем — когда система рычагов, отклоняющая щитки, приводится в движение электромотором;

гидравлическим путем — когда источником движения передающей системы и щитков является давление жидкости, нагнетаемой обычно помпой и проходящей через цилиндр гидравлического управления.

Ниже рассмотрены системы управления взлетно-посадочными щитками: пневматическая — самолета МИГ-3, электромеханическая — самолета Пе-2 и гидравлическая — самолета ЛАГГ-3.



Фиг. 92. Пневматическое управление щитками Шренка самолета МИГ-3:
1 — щиток; 2 — цилиндр для сжатого воздуха; 3 — наконечник штока; 4 — ползушка ограничитель хода штока; 5 — зубчатая направляющая ползушки; 6 — кронштейн крепления направляющей; 7 — штурвал управления ползушкой; 8 — пружина; 9 — стрелка со шкалой; 10, 11 — тяги; 12 — качалка; 13 — балансиры; 14 — тяги; 15 — подшипник; 16 — регулируемая тяга с тендером

Пневматическое управление (фиг. 92) простыми щитками (щитками Шренка) состоит из механизма, отклоняющего щитки, и механизма, ограничивающего угол их отклонения.

Механизм управления щитками состоит из пневматического цилиндра 2, поршня со штоком и наконечником 3, тяг 10 и 11 и ка-

чалки 12, передающих движение штока балансиру 13. Балансир 13 передает движение тяге 14, которая может поступательно перемещаться в подшипниках 15, опуская или поднимая через регулируемые тяги 16 с тендерами щитков 1 — в зависимости от направления движения штока. Впуск воздуха в цилиндр производится специальным краном из кабины летчика.

Механизм, ограничивающий отклонение посадочного щитка, состоит из штурвала 7, от которого идут тросы 8 к ползушке 4. Ползушка перемещается по зубчатой направляющей 5, задний конец которой закреплен на кронштейне 6, а передний свободно входит в шток поршня. С ползушкой связана стрелка 9, движущаяся над шкалой, градуированной от 0 до 50°. На конце штока посажен на резьбе наконечник 3, движение которого ограничивает ползушка 4. Таким образом, вращая штурвал 7, можно установить требуемый угол отклонения щитков.

Вращение простого щитка происходит вокруг неподвижной оси. В отличие от щитка Шренка, щитки ЦАГИ отклоняются так, что во время опускания они, кроме того, отходят назад.

Электромеханическое управление (фиг. 93) щитками типа ЦАГИ состоит из трансмиссии 5, идущей вдоль крыла и соединенной универсальными шарнирами 11 с червячным винтом, помещенным внутри корпуса 10. При вращении трансмиссии червячный винт действует на червячное колесо, заставляя выдвигаться назад шток 12 звеньевого редуктора 4. Шток отклоняет звенья — переднее 2 и заднее 3, на которых подвешен щиток 1, и опускает этим щиток вниз, отодвигая одновременно его переднюю кромку назад.

В убранном положении (фиг. 93, а и б) щиток ЦАГИ фиксируется крючком 7, шарнирно укрепленным на крыле, и петлей — стремением 6, жестко связанным со щитком. От крючка 7 к ноге шасси идет трос 9, причем, когда шасси выпущено для посадки, трос освобождает крючок от петли, пружина 8 растягивается, щиток можно опустить.

Когда шасси убрано, пружина 8 сжимается, вводит крючок в петлю и удерживает этим щиток.

Гидравлическое управление (фиг. 94, а, б) простыми щитками имеет много общего с системой пневматического управления. Поршень 3 под давлением жидкости перемещается в зависимости от того, в какую камеру цилиндра 2 поступает жидкость: вправо, если жидкость поступает в камеру 11, и влево, если жидкость поступает в камеру 1. Движение поршня через шток 4 передается тягам 7, поступательно перемещающимся в роликах 12, и переходной качалке 11. Тяги приводят в движение толкатели-тендеры 8 и через них — щитки. Если жидкость поступает в цилиндр через штуцер 5, щитки поднимаются, если через штуцер 6, — щитки опускаются.

Управление триммерами имеет ту особенность, что при отклонении основного руля, на котором установлен триммер, последний не вращается относительно руля, а отклоняется вместе с ним. Управляется триммер отдельным механизмом, установленным в кабине летчика, независимо от управления основным рулем. Схема

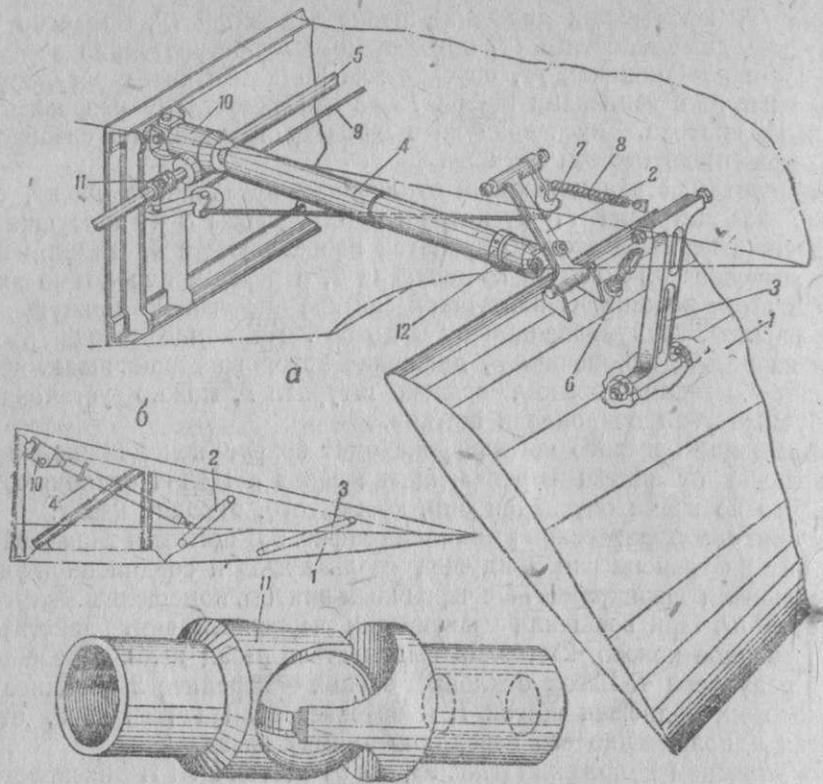


Fig. 93. Электромеханическое управление щитками типа САГИ самолета Пе-2:
 1 — шток; 2 — переднее звено; 3 — заднее звено; 4 — звеньевой редуктор; 5 — трансмиссия; 6 — стрема; 7 — крючок; 8 — пружина; 9 — трос к шасси; 10 — корпус червячной пары; 11 — универсальный шарнир; 12 — шток

управления триммерами рулей высоты самолета МИГ-3 с некоторыми изменениями применяется и на многих других самолетах (фиг. 95). Катушка 3 с внутренней червячной резьбой приводится во вращение тросом 2, намотанным вкруговую на катушку 3 и барабан штурвала 1, укрепленного в кабине летчика. При вращении катушки свернутый в нее червячный винт 4 получает поступательное движение и через тягу 5 отклоняет триммер 6. Червяк и тяга соединены шарниром 7, допускающим угловое отклонение тяги 5. Ось вращения катушки совпадает с осью вращения самого руля высоты, поэтому при отклонении руля высоты катушка 3 будет поворачиваться вместе с рулем, не отклоняя триммер руля.

Электродистанционное управление. В настоящее время на самолетах некоторых систем применяется так называемое электродистанционное управление, требующее от летчика для управления каким-либо агрегатом нажатия на кнопку электровключения соответствующего агрегата. Такое управление применяется для отклонения триммеров, для подъема и выпуска шасси, для управления

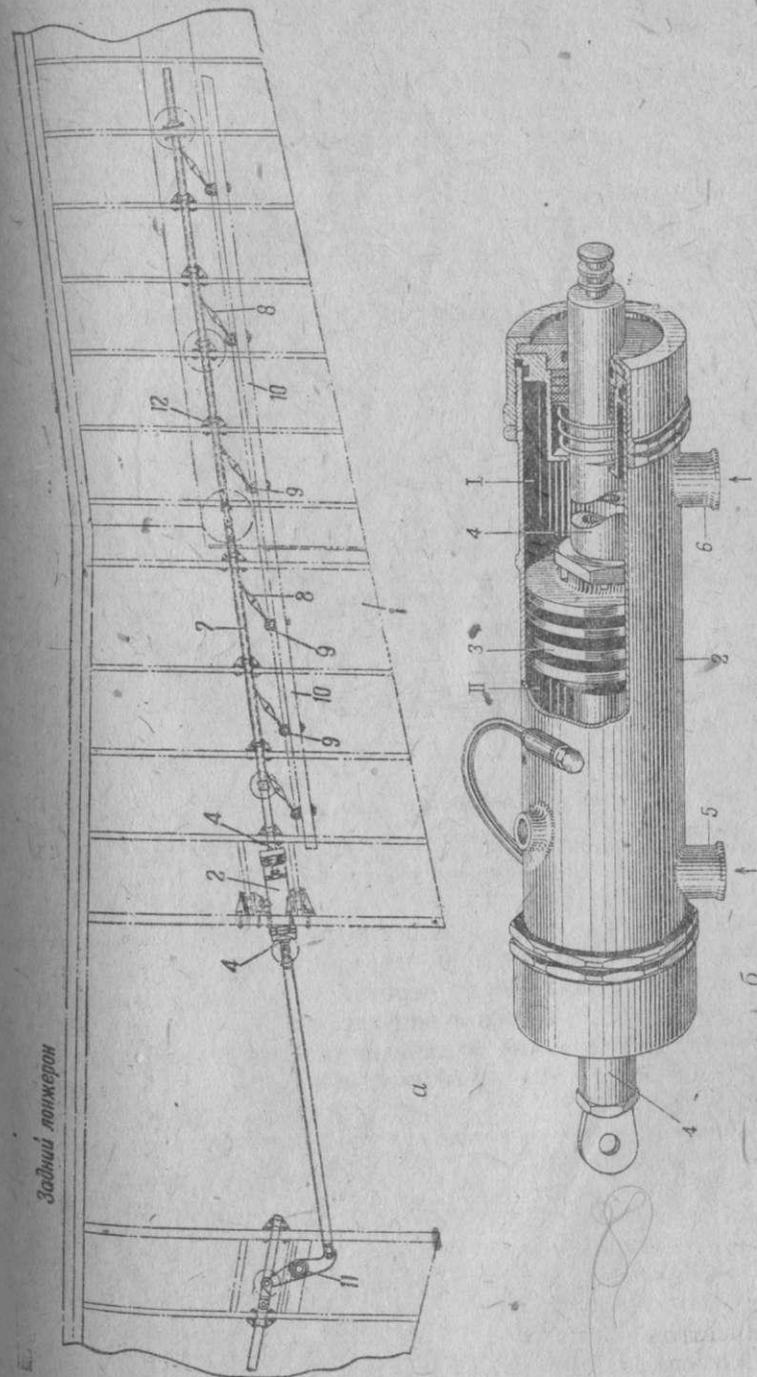
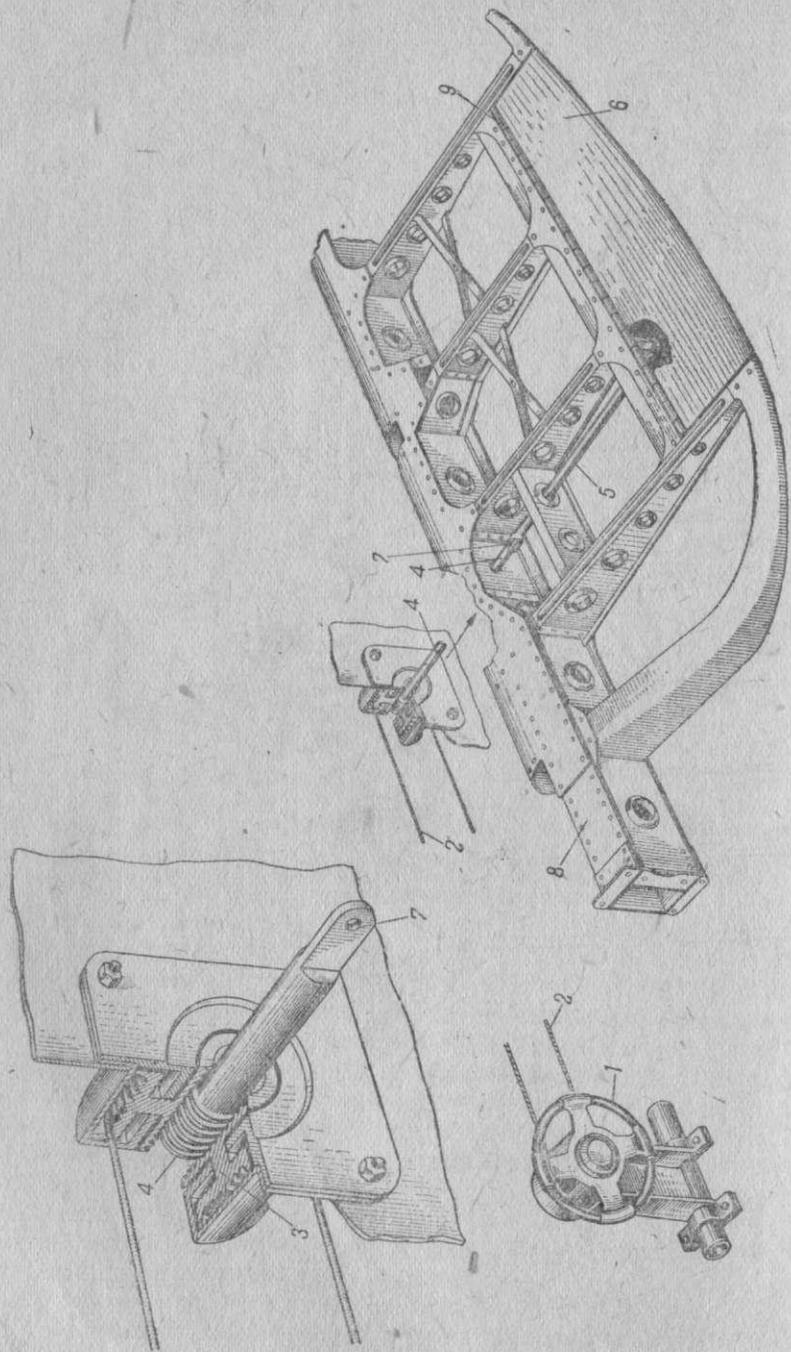


Fig. 94. Гидравлическое управление щитками Шренка самолета ЛАГГ-3:

1 — шток; 2 — гидравлический подъемник; 3 — поршень; 4 — шток; 5 — штуцер подвода жидкости для подъема шток; 6 — штуцер подвода жидкости для выпуска шток; 7 — тяги; 8 — толкатель-тепдер; 9 — шарнир; 10 — лонжерон шток; 11 — переходная качалка; 12 — роликовые подшипники



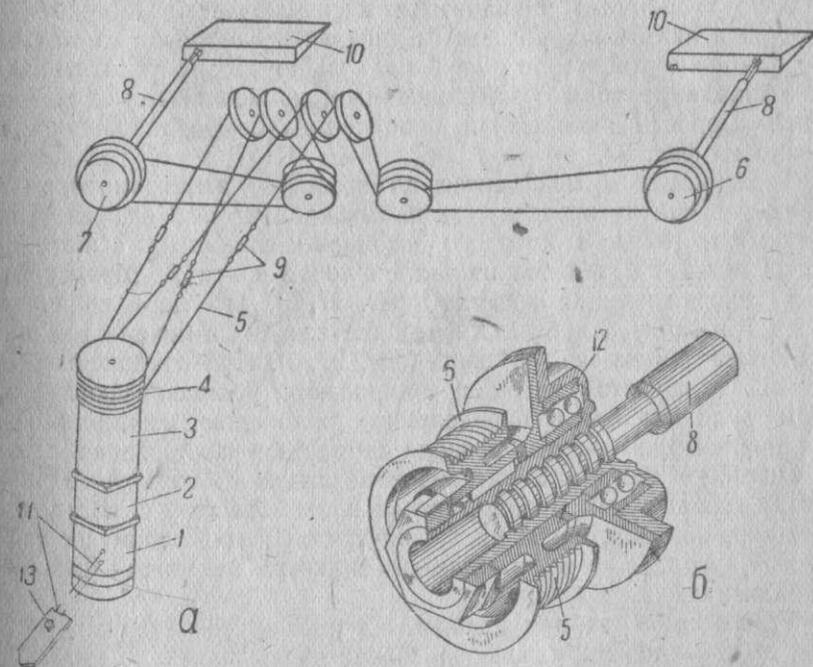
Фиг. 95. Управление триммерами рулей высоты самолета МИГ-3:

1 — шарнир управления триммерами; 2 — трос; 3 — катушка; 4 — червячный винт; 5 — тата; 6 — тата; 7 — шарнир; 8 — шарнир руля высоты; 9 — ось вращения триммера

тормозными колесами, заслонками радиаторов, щитками и другими механизмами самолета.

Преимущество электродистанционного управления заключается не только в освобождении летчика от физических усилий, необходимых для управления самолетом, но и в возможности автоматически увязать работу отдельных агрегатов самолета между собой. Так, например, механизм управления триммерами рулей высоты автоматически включается при отклонении тормозных решеток пикирующих бомбардировщиков. Рассмотрим принцип устройства электродистанционного управления триммерами руля высоты самолета Пе-2, представляющего собой механизм, называемый автоматом пикирования.

Автомат пикирования состоит из электромотора 1 (фиг. 96), вращающего через электромагнитную муфту сцепления 2 редуктор 3



Фиг. 96. Принципиальная схема электродистанционного управления триммерами рулей высоты самолета Пе-2:

1 — электромотор; 2 — муфта сцепления; 3 — редуктор; 4 — барабан автомата пикирования; 5 — тросы; 6 — барабан левого вращения; 7 — барабан правого вращения; 8 — червячные винты; 9 — тентеры; 10 — триммеры; 11 — электроподка; 12 — шарнир-подшипники; 13 — переключатель

и барабан 4; тросовой проводки 5 от катушки к двум барабанам: левого вращения — 6 и правого — 7; двух червячных винтов 8, отклоняющих триммеры рулей высоты. Конструкция барабанов 6 и 7 аналогична конструкции, изображенной на фиг. 95.

Электромотор 1 (реверсивного действия) может вращать вал редуктора 2 в двух направлениях и, таким образом, поднимать или опускать триммеры. Электромотор включен в бортовую электро-

сеть самолета и управляется в нормальном полете переключателем 13 из кабины летчика.

Для ввода самолета в пикирование тот же электродвигатель автоматически включается в работу специальным концевым выключателем при выпуске воздушных тормозов (см. фиг. 4 и 97), когда тормозные решетки отклонятся на определенный угол. В этом случае механизм управления триммерами работает как автомат пикирования, получая импульс тока через концевой выключатель и блок-реле ввода самолета в пикирование, связанное с электродвигателем управления тормозными решетками. Таким образом, при опускании тормозов руль высоты автоматически опускается с помощью своего триммера.

Выключение автомата пикирования производится специальной кнопкой вывода самолета из пикирования или от кнопки, включающей электросбрасыватель бомб.

Работа автомата пикирования не исключает возможности для летчика в любой момент полета управлять самолетом (в том числе и с помощью триммеров рулей высоты) по своему усмотрению.

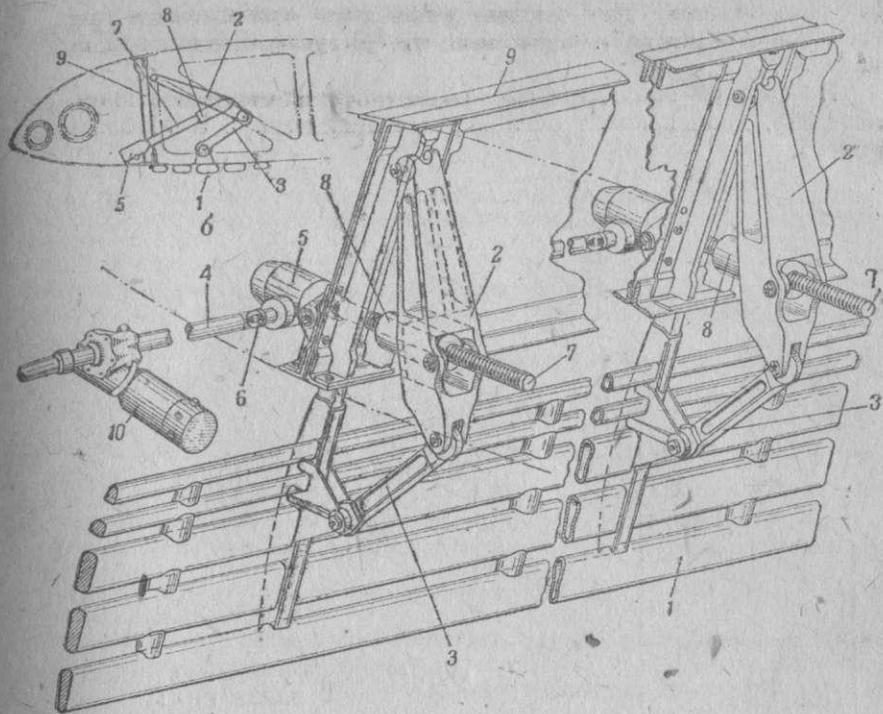
Управление тормозными щитками, применяемыми для уменьшения скорости пикирования пикирующих бомбардировщиков, показано на фиг. 97.

Трансмиссия 4 приводится во вращение электродвигателем 10 и через червячную передачу звеньев редутора 5 вращает винт 7 редутора, гайка 8 которого шарнирно соединена с шатуном 2. Когда гайка 8 находится на заднем конце винта 7, тормозной щиток 1 плотно прижат к крылу (фиг. 97, б). По мере ввинчивания винта 7 в гайку 8 шатун 2 через две качалки 3 (на каждом щитке) отклоняет щитки на 90° вниз (рис. 97, а). При отклонении щитка на 45° включается автомат пикирования, устанавливающий триммеры руля высоты в определенное положение, необходимое для отклонения руля высоты и ввода самолета в пикирование.

Подобно тому как электрически связаны тормозные щитки с триммерами рулей высоты, связан и стабилизатор с посадочными щитками, поэтому, когда щитки опускаются для посадки на определенный угол, они автоматически включают механизм управления стабилизатором.

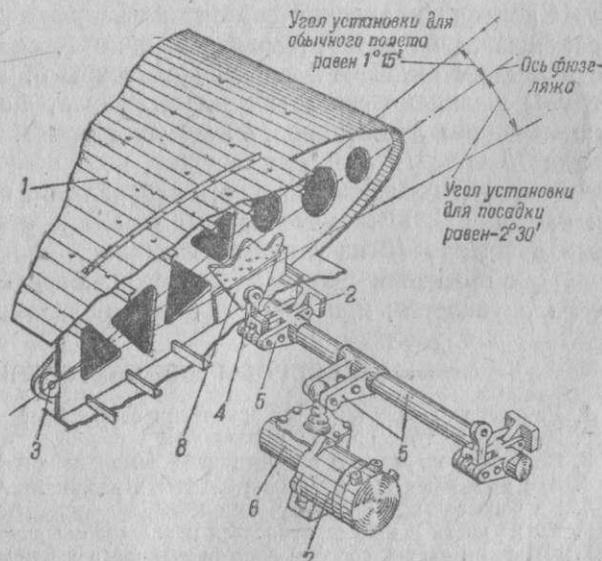
Управление стабилизатором. На многих современных самолетах положение стабилизатора может быть изменено только на земле; на некоторых самолетах положение стабилизатора может быть изменено только при посадке. Сравнительно редко встречающиеся сейчас самолеты со стабилизаторами, управляемыми в любой момент полета, независимо от посадочных щитков; последнее объясняется применением триммеров на рулях высоты на большинстве современных самолетов.

Стабилизатор 1 (фиг. 98) самолета Пе-2, управляемый только при посадке, может вращаться на оси 3 на заднем лонжероне. Стабилизатор получает движение от редутора 6 через качающуюся трубу 5 и промежуточный рычаг 4, соединенный с передним ушком 2 стабилизатора. Система приводится в движение электродвигателем 7. Во время опускания взлетно-посадочных щитков электродвигатель 7 автоматически включается, а во время их подъема — автоматиче-



Фиг. 97. Управление тормозными щитками самолета Пе-2:

1 — тормозной щиток; 2 — шатуны; 3 — качалки; 4 — трансмиссия; 5 — звеньевый редутор; 6 — универсальный шарнир; 7 — винт; 8 — гайка; 9 — передний лонжерон крыла; 10 — электродвигатель



Фиг. 98. Стабилизатор самолета Пе-2, автоматически управляемый при посадке:

1 — стабилизатор; 2 — угол подвеса передней подвешивающей части стабилизатора; 3 — ось вращения стабилизатора; 4 — промежуточный рычаг; 5 — качающаяся труба; 6 — редутор механизма подъема стабилизатора; 7 — электродвигатель управления стабилизатором; 8 — переднее ухо крепления стабилизатора

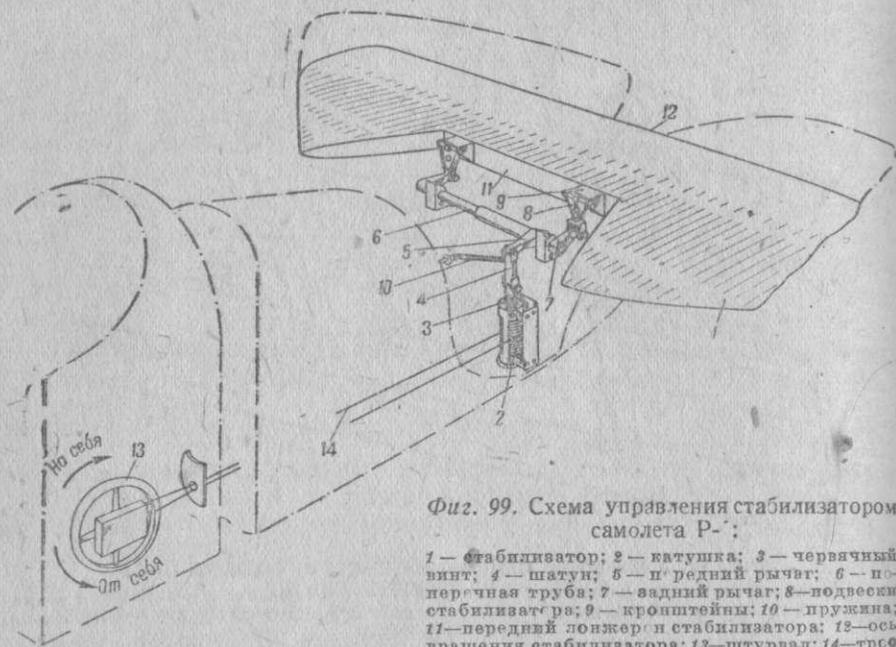
Угол установки для обычного полета равен $1^\circ 45'$

Ось фюзеляжа

Угол установки для посадки равен $2^\circ 30'$

ски выключается. Для посадки ребро атаки стабилизатора при выпущенных щитках, опущено вниз, при убранных щитках поднято вверх.

На фиг. 99 приведена схема управления стабилизатором самолета Р-5, допускающая отклонение стабилизатора в любой момент полета.



Фиг. 99. Схема управления стабилизатором самолета Р-5:

1 — стабилизатор; 2 — катушка; 3 — червячный винт; 4 — шатун; 5 — передний рычаг; 6 — поперечная труба; 7 — задний рычаг; 8 — подвески стабилизатора; 9 — кронштейны; 10 — пружина; 11 — передний лонжерон стабилизатора; 12 — ось вращения стабилизатора; 13 — штурвал; 14 — трос

Система управления состоит из катушки 2, внутри которой перемещается на резьбе червячный винт 3, соединенный шатуном 4 с передним рычагом 5 поперечной трубы 6. Задние рычаги 7 этой трубы шарнирно связаны с подвесками 8, шарнирно укрепленными на переднем лонжероне 11 стабилизатора 1. При вращении штурвала 13 трос 14 вращает катушку, поднимая или опуская червячный винт в зависимости от направления вращения штурвала 13 и катушки 2; этим изменяется положение стабилизатора, имеющего ось вращения 12 на заднем лонжероне.

При вращении штурвала «на себя» передняя кромка стабилизатора опускается; при вращении «от себя» она поднимается.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Для чего служат органы управления самолетом?
2. Из чего состоят органы управления?
3. Покажите на модели оси вращения самолета и назовите их.
4. Как управляет летчик рулем высоты и элеронами? Рулем поворота?
5. Из чего состоит оперение самолета?
6. Какие части самолета относятся к хвостовому оперению?
7. Из каких частей состоит горизонтальное и вертикальное оперение?
8. Куда отклоняется руль высоты при взятии ручки управления «на себя» («от себя»)? Что происходит при этом с самолетом?

9. Для чего служит руль высоты?
10. Для чего служат элероны?
11. Что происходит с элеронами при отклонении ручки управления вправо (влево)? Вокруг какой оси и в какую сторону вращается при этом самолет?
12. Для чего служит руль поворота?
13. Куда отклоняется самолет при даче вперед левой (правой) педали? Как будет при этом вращаться самолет?
14. Как делится оперение по способу крепления к самолету?
15. Перечислите основные детали стабилизатора, руля высоты, киля и руля поворотов.
16. Для чего элерон делают разрезным?
17. Для чего служат и где устанавливают закрылки и щитки на самолете?
18. Для чего служат серворули? Какие детали к ним относятся? Как управляются серворули?
19. Перечислите детали карданного и штурвального ручного управления. В чем их различие?
20. Перечислите детали рычажного и педального ножного управления. В чем их различие?
21. Перечислите типы проводок управления самолетом. В чем особенность каждого типа?
22. В чем преимущества жесткой проводки перед тросовой?
23. Перечислите способы отклонения щитков и расскажите по схеме порядок отклонения щитков гидравлическим путем (пневматическим, электромеханическим).
24. Какая связь между отклонением стабилизатора, щитков ЦАГИ и выпуском шасси на самолете Пе-2?
25. Какая связь между опусканием тормозных решеток и движением триммеров руля высоты на самолете Пе-2?
6. Как отклонится стабилизатор, если вращать его штурвал «от себя» («на себя»)?

6. Органы приземления

Органы приземления служат для взлета и посадки самолета и передвижения его на земле. Они состоят из двух механизмов: шасси, расположенного в передней части самолета, и костыльного колеса (или костыля), расположенного в его хвостовой части (см. фиг. 27). Колеса или лыжи, укрепленные на шасси, обеспечивают взлет и посадку самолета, стоянку и маневрирование его на земле. Костыльное колесо является третьей амортизирующей точкой опоры самолета, а костыль, кроме того, еще и простейшим тормозом при движении самолета по земле после посадки. Шасси любого типа должно удовлетворять условиям прочности, иметь небольшой вес и удобообтекаемую форму и обеспечивать надежность работы, удобство в эксплуатации и ремонте и хорошую устойчивость самолета на земле.

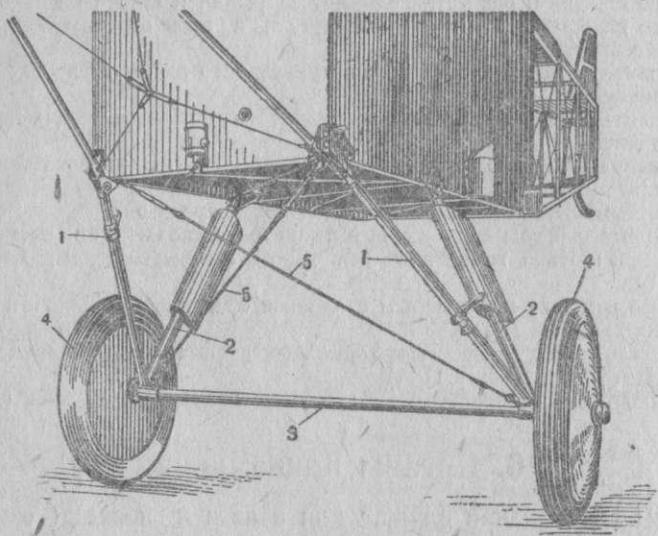
Шасси любого типа состоит из колес (лыж), с помощью которых самолет передвигается по земле, отдельных стержней или целой системы их, образующих обычно пространственную ферму, к которой крепятся колеса, и амортизации, предназначенной для поглощения ударных нагрузок в момент посадки.

Различают два основных, принципиально различных типа конструкций шасси: неубирающееся и убирающееся в полете.

Шасси неубирающиеся

Неубирающиеся шасси бывают следующих типов: осевое (цельноосное), полуосное, пирамидальное и консольное.

Осевое шасси (фиг. 100) состоит из двух колес 4, надетых на стальную ось 3. Ось с колесами крепится к ферме, состоящей из двух амортизационных стоек 2, двух передних подкосов 1 и двух лент расчалки 5, расположенных в плоскости передних подкосов, не изменяющих своих размеров при посадке. Если поместить ленты-расчалки 5 в плоскости амортизационных стоек 2, длина которых в момент приземления значительно уменьшается, то при посадке на одно колесо ленты работать не будут.



Фиг. 100. Осевое шасси самолета У-2:

1 — передние подкосы; 2 — амортизационные стойки; 3 — ось колес; 4 — колеса; 5 — ленты-расчалки

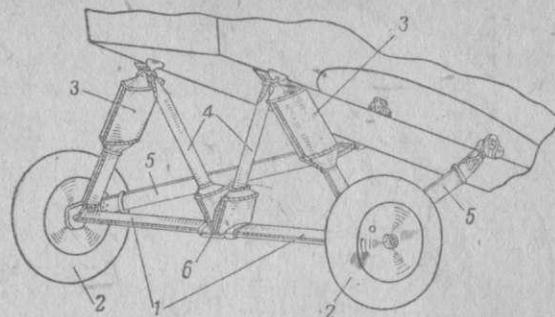
Такая конструкция шасси обладает достаточной прочностью и жесткостью, но имеет следующие недостатки: большое лобовое сопротивление; необходимость проверки и исправления регулировки, нарушающейся в эксплуатации, особенно из-за вытягивания тросов; передача ударных нагрузок одного колеса на другое через ось шасси и сильное изгибание оси 3 при посадке.

Ввиду перечисленных недостатков осевые шасси применяются сейчас сравнительно редко и только на небольших самолетах учебного типа.

Полуосное шасси (фиг. 101) состоит из двух полуосей 1 с колесами 2, двух амортизационных стоек 3, двух внутренних подкосов 4, называемых V-образным подкосом, или кабаном, и двух задних подкосов 5. Полуоси соединены между собой и с внутренними подкосами в шарнире 6. Лобовое сопротивление такого шасси мало отличается от цельноосного. Преимуществом его является небольшой изгиб полуосей; нагрузки одного колеса не могут передаваться на другое через шарнир 6, соединяющий полуоси и внутренние подкосы.

На многих самолетах с полуосным шасси место под фюзеляжем используется для подвески бомб. Полуосное шасси распространено больше цельноосного, но на больших самолетах оно не применяется.

Пирамидальное шасси (фиг. 102) получило свое название потому, что его колеса поддерживаются фермой из трех основных стержней 1, 2 и 3, образующих пирамиду, обращенную вершиной вниз. Иногда такое шасси называют разнесенным. Половины шасси между собой совершенно не связаны. Большое расстояние между колесами (широкая колея шасси) создает хорошую проходимость и обеспечивает необходимую устойчивость самолета при движении по земле. Под фюзеляжем легко размещать различные грузы, кроме того, шасси имеет достаточную жесткость. Перечисленные положительные качества конструкции пирамидального шасси объясняют более частое применение его, чем предыдущих типов.



Фиг. 101. Полуосное шасси самолета Р-5:

1 — полуоси; 2 — колеса; 3 — амортизационные стойки; 4 — внутренние подкосы; 5 — задние подкосы; 6 — шарнир

Консольное шасси (фиг. 103) является сейчас одним из наиболее распространенных типов неубирающихся шасси, так как его вес и сопротивление невелики, а хорошая проходимость и удобство размещения бомб внутри фюзеляжа или под ним выгодно отличают его от осевого или полуосного шасси. Консольное шасси состоит из двух колонок 1, частью которых является амортизационное устройство; к нижней части колонок крепятся колеса 2, ничем не связанные между собой. Колонки и колеса шасси для уменьшения сопротивления заключены в специальные обтекатели 3. Недостаток консольного шасси — его малая жесткость, что особенно сказывается зимой при трогании с места самолета на лыжах, если одна из них примерзла.

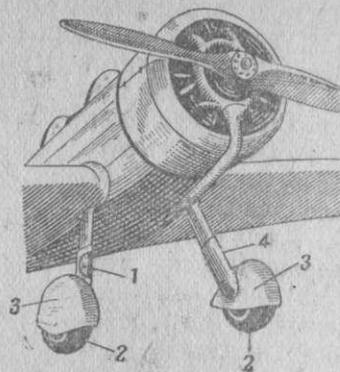
Типы крепления шасси. Шасси крепится к фюзеляжу карданным соединением (шарнир Гука), имеющим следующее устройство.

Амортизационная стойка 4 (фиг. 104, а) болтом 1 шарнирно крепится к подвижной траверсе 2, которая в свою очередь может вращаться вокруг болта 3, продетого в ушко фюзеляжа. Благодаря



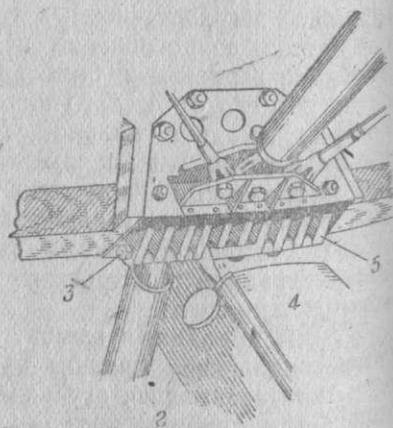
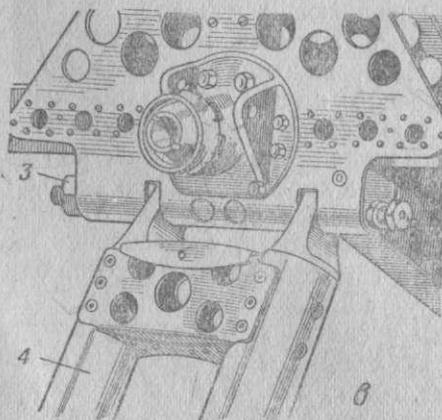
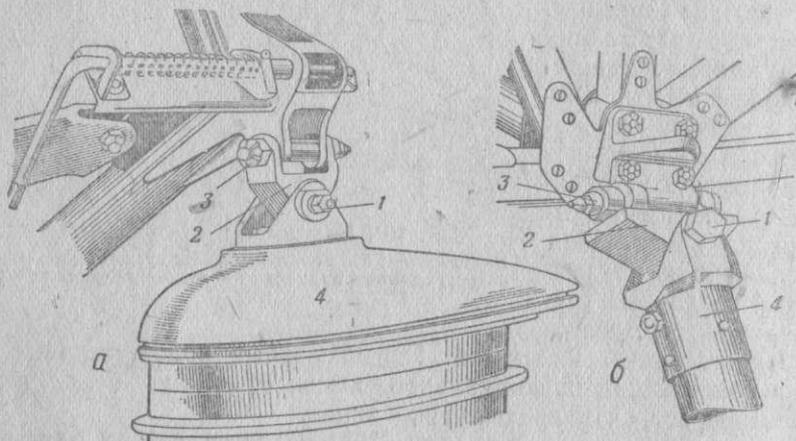
Фиг. 102. Пирамидальное шасси самолета УТ-2:

1—амортизационная стойка; 2—внутренний подкос; 3—задний подкос; 4—ось колеса



Фиг. 103. Консольное шасси:

1—колонка (амортизационная стойка); 2—колеса; 3—обтекатели колес; 4—обтекатель амортизационной стойки шасси



Фиг. 104. Способы крепления амортизационных стоек неубирающихся шасси: 1—болт, параллельный поперечной оси самолета; 2—подвижная траверса; 3—болт, параллельный продольной оси самолета; 4—амортизационная стойка; 5—гребенка

карданному соединению амортизационная стойка имеет возможность одновременно вращаться вокруг двух осей, отклоняясь вдоль размаха крыла (вокруг болта 3) и вперед или назад (вокруг болта 1) по направлению полета. Карданное соединение в момент посадки при уменьшении длины амортизационной стойки допускает некоторое перемещение подкосов шасси вперед и в стороны и поворот их вокруг своих шарниров.

На фиг. 104, в показан другой способ соединения. В этом случае амортизационная стойка 4 имеет только одну ось вращения (болт 3), параллельную продольной оси самолета. На фиг. 104, г показано крепление амортизационной стойки 4 к специальной стальной гребенке 5 с помощью болта 3.

Оба способа крепления верхних концов подкосов шасси применяются в зависимости от конструкции шасси и расположения его подкосов. Нижние концы подкосов обычно закреплены шарнирно.

Шасси убирающиеся

Многочисленные типы убирающихся шасси различаются, во-первых, по конструкции фермы, связывающей колеса шасси с самолетом; во-вторых, по тому, где располагаются колеса в полете и как движутся части шасси при уборке — вдоль хорды крыла или вдоль его размаха, и, в-третьих, по способам подъема и выпуска шасси.

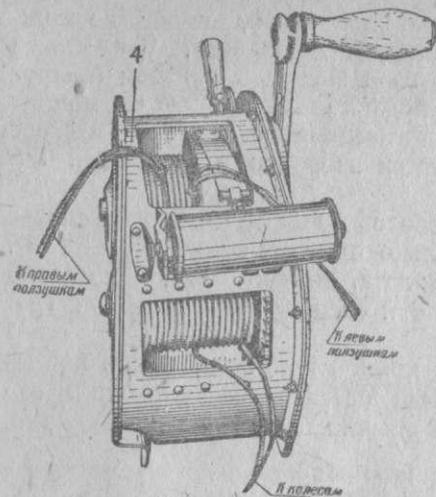
Преимущество убирающихся шасси всех типов заключается в том, что, будучи убранными, они уменьшают лобовое сопротивление самолета, поэтому максимальная скорость горизонтального полета увеличивается на 12—14% даже для тихоходных самолетов; с увеличением же скорости полета этот процент еще более возрастает. Стремление увеличить скорость полета современных самолетов и вызвало широко распространение такого типа шасси.

Типы конструкции убирающегося шасси. В зависимости от конструкции фермы, поддерживающей колеса, убирающиеся шасси делятся на пирамидальные, консольно-подкосные и вильчатые.

Пирамидальное шасси (фиг. 105) состоит из двух задних подкосов 2, двух боковых подкосов 3, двух амортизационных стоек 1, подъемника 4, связанного тросами 5 с ползушками 7, могущими перемещаться по направляющей 8. На фиг. 105 показано выпущенное шасси и место в центроплане, где размещаются колеса шасси в убранном положении.

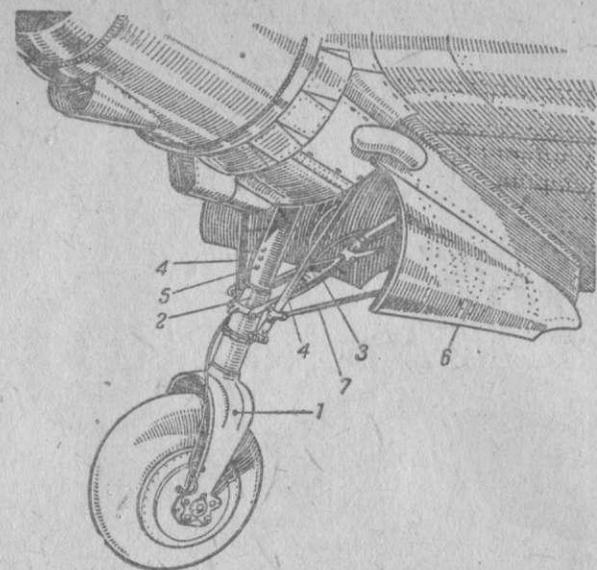
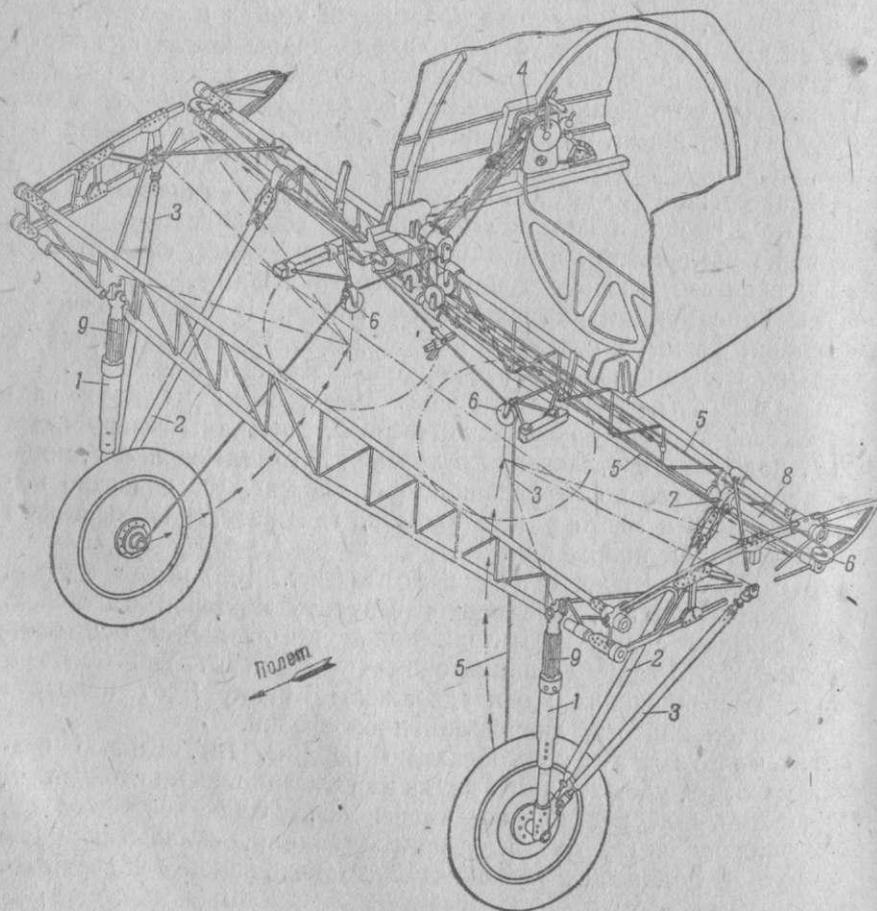
Консольно-подкосное шасси (фиг. 106) имеет колесо, укрепленное в вилке 1, соединенной с амортизационной стойкой 2. Стойка связана с передним лонжероном крыла двумя боковыми подкосами 4 и с задним лонжероном-пирамидой 3. Три болта 5 являются направляющими; они удерживают вилку 1 от поворота вокруг продольной оси амортизационной стойки.

Вильчатое шасси изображено на фиг. 107. Колесо вращается на оси 9, удерживаемой двумя амортизационными стойками 1, образующими вилку; стойки соединены между собой крестовиной 2. К центроплану вилка шасси крепится задним, складывающимся в шарнире 10 подкосом 3 (ломающийся подкос), рамой 4 и верхними подкосами 5.



Фиг. 105. Пирамидальное шасси самолета И-16, убирающееся механическим способом:

1 — амортизационная стойка; 2 — задний подкос; 3 — боковой подкос; 4 — подъемник шасси; 5 — тросы; 6 — ролики; 7 — подзун; 8 — направляющая; 9 — шлицы



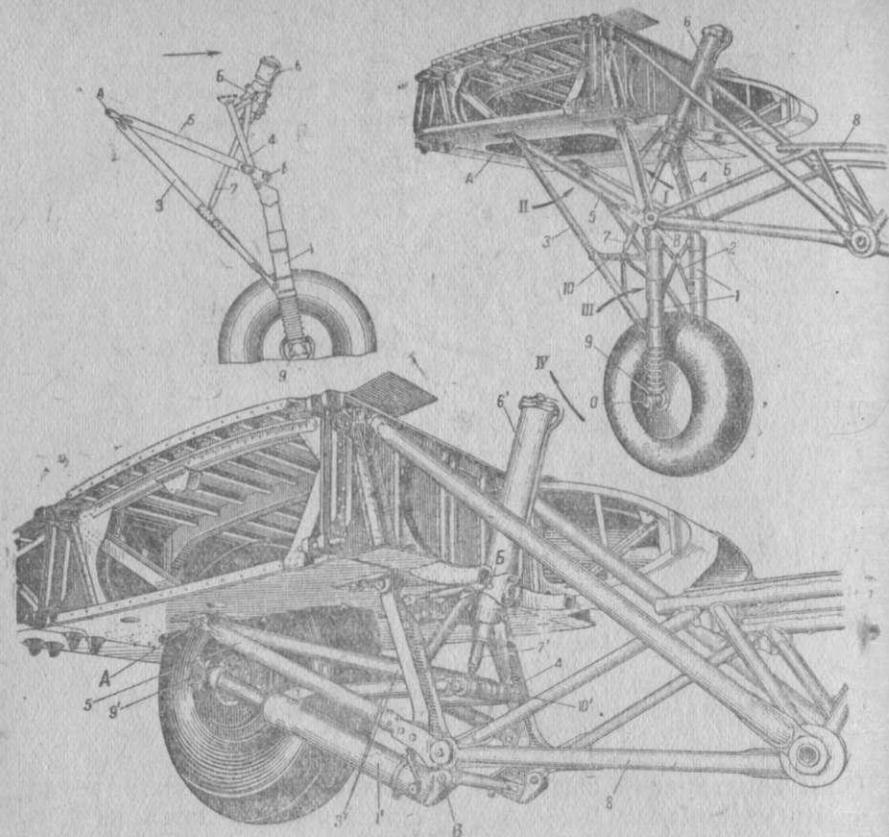
Фиг. 106. Консольно-подкосное шасси самолета СБ, убирающееся назад:

1 — вилка и ги; 2 — амортизационная стойка; 3 — задняя ферма; 4 — боковые подкосы; 5 — направляющие болты; 6 — створки; 7 — тяга створки

Типы конструкций шасси по направлению движения колес во время их подъема. По этому признаку шасси делятся на убирающиеся по хорде крыла — назад и вперед — и вдоль размаха крыла — к фюзеляжу или к наружным концам крыла.

Шасси, убирающееся вдоль хорды крыла назад, показано на фиг. 107. Точки А, Б и В представляют неподвижные шарниры, вокруг которых соответственно вращаются подкос 3, цилиндр гидроподъемника 6 и амортизационная стойка шасси 1. Для подъема шасси в цилиндр 6 нагнетают специальную смесь так, что шток 7, связанный с поршнем, находящимся внутри цилиндра, начинает двигаться вверх. Одновременно цилиндр 6 вращается по стрелке I. При движении вверх шток тянет за собой узел 10, вращая верхнюю половину ломающегося подкоса 3 по стрелке II; нижняя половина подкоса 3 поворачивается по стрелке III и тянет за собой амортизационную стойку, которая поворачивается вокруг шарнира В по стрелке IV. Внизу фиг. 107 показано положение частей в полете. Каждая деталь шасси обозначена на схеме одинаковыми буквами два раза, причем буквы со штрихом указывают соответствующую подвижную деталь в поднятом положении. На фиг. 20 показано положение деталей шасси самолета Ил-2, также убирающегося назад.

Конструкция шасси, убирающегося назад, наиболее распространена. Чаще всего она встречается на средних и больших самолетах с двумя и более двигателями. Так как колеса убираются обычно в нижнюю часть моторной gondoly или в центроплан, то нервюры



Фиг. 107. Вильчатое шасси самолета Пе-2, убирающееся назад гидравлическим способом:

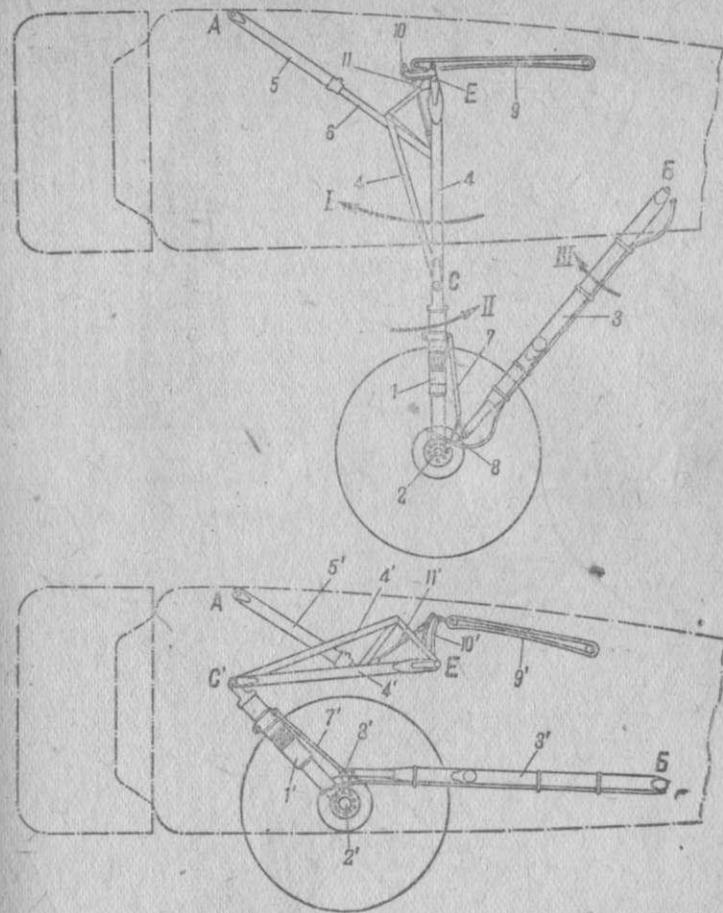
1 — амортизационные стойки; 2 — крестовина; 3 — задний ломающийся подкос; 4 — рама; 5 — верхний подкос; 6 — гидроподъемник; 7 — шток; 8 — моторама; 9 — ось колес; 10 — шарнир

крыла не ослабляются при этом вырезами для колес шасси и, кроме того, в крыле можно размещать бензобаки и другие грузы.

Особенностью убирания шасси назад является неполное размещение колес внутри моторной гондолы или центроплана, что видно на фиг. 107. Выступающую часть колеса закрывают обычно специальным капотом, состоящим из двух створок 6 (фиг. 106), движение которых связано тягами 7 с движением ноги шасси; поэтому, когда колесо становится на свое место, створки его закрывают.

Шасси, убирающееся вперед, встречается реже.

Шасси этого типа, показанное на фиг. 108, убирается с помощью гидравлического подъемника 5. Шток 6, шарнирно соединенный с верхней пирамидой 4 шасси, входит при подъеме в цилиндр 5 и тянет вверх пирамиду, заставляя вращаться ее по стрелке I вокруг оси E. Узел C перемещается вперед и вверх, увлекая за собой амортизационную стойку I и колесо; угол между стойкой I и подкосом 3 увеличивается, амортизационная стойка вращается по



Фиг. 108. Схема шасси самолета ПС-84, убирающегося вперед:

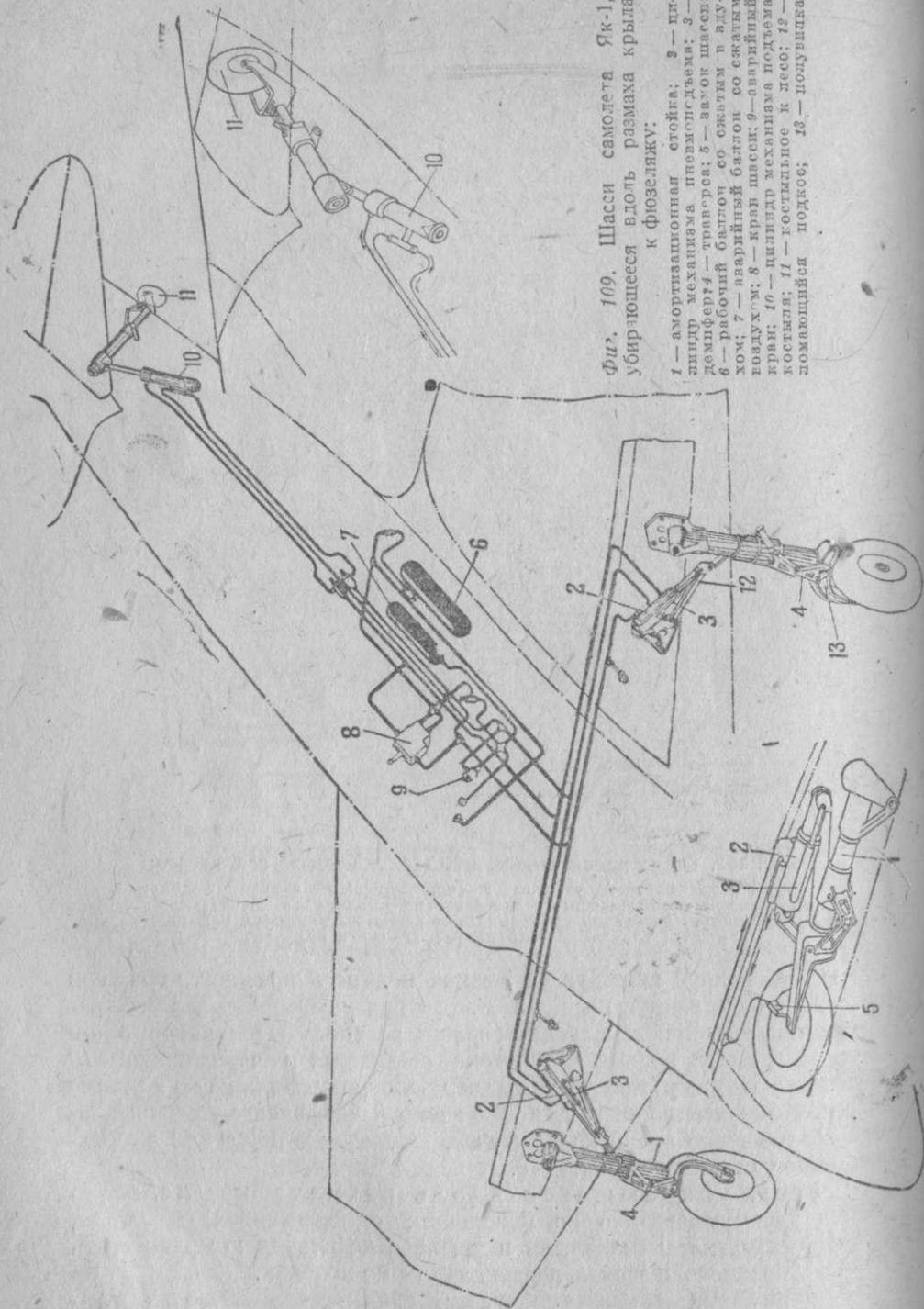
1 — амортизационные стойки; 2 — ось колес; 3 — задний подкос; 4 — верхняя ферма шасси; 5 — цилиндр гидроподъема; 6 — шток; 7 — компенсационная тяга; 8 — компенсационное звено; 9 — рычажный балансир шасси; 10 — рычаг балансира; 11 — тяга балансира

стрелке II вокруг шарнира C. Задний подкос 3 вращается при этом по стрелке III вокруг шарнира B.

Растянутый при выпущенном шасси резиновый шнуровой амортизатор 9 шасси во время подъема сжимается и через рычаг 10 балансира шасси и тягу 11 облегчает работу подъемника по подъему шасси. Компенсационные тяга 7 и звено 8 устраняют горизонтальное перемещение оси 2 колес шасси, вызываемое обжатием амортизационной стойки при посадке.

Шасси, убирающееся вдоль размаха крыла, встречается преимущественно на небольших одномоторных самолетах, у которых размеры фюзеляжа и крыльев не позволяют разместить колеса убранного шасси в вертикальном положении.

На фиг. 109 изображено шасси, убирающееся вдоль размаха крыла во внутреннюю сторону, к фюзеляжу.



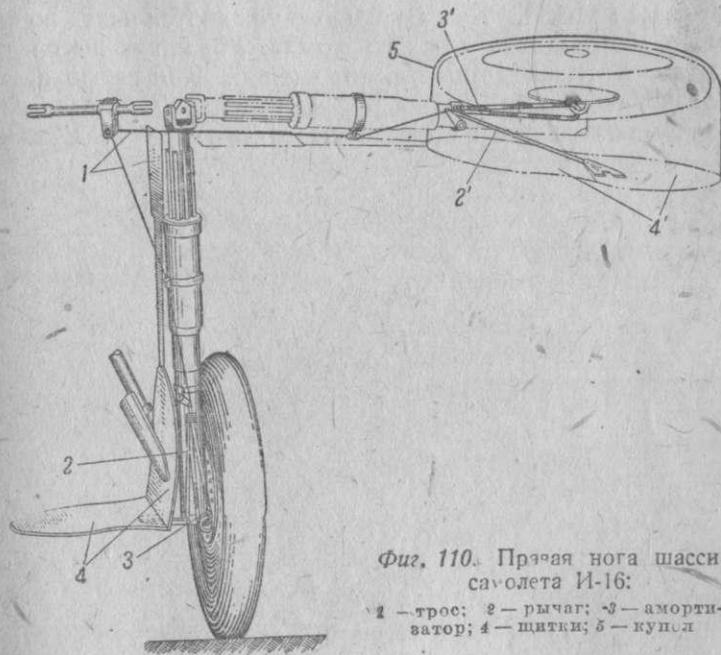
Фиг. 109. Шасси самолета Як-1, убирающееся вдоль размаха крыла к фюзеляжу.

1 — амортизационная стойка; 2 — цилиндр механизма пневмоподъема; 3 — демпфер; 4 — траверса; 5 — выток шасси; 6 — рабочий баллон со сжатым воздухом; 7 — аварийный баллон со сжатым воздухом; 8 — край шасси; 9 — аварийный край; 10 — цилиндр механизма подъема колеса; 11 — костыльное колесо; 12 — поднимающийся подкос; 13 — полушар

Сжатый воздух пневмоподъемника, проходящий через цилиндр 2 подъема, заставляет складываться подкос 12 и тянуть амортизационную стойку вверх, убирая этим все шасси. На пневмоцилиндре 2 установлен демпфер 3, смягчающий удары при подъеме и выпуске шасси. В убранном положении шасси удерживается замком 5. Костыльное колесо 11 убирается в фюзеляж одновременно с колесами шасси с помощью подъемника 10.

Особенность конструкции этого шасси — наличие траверсы 4, служащей для передачи скручивающих усилий с поршня амортизационной стойки на ее цилиндр. Траверсы применяются в настоящее время очень широко взамен воспринимающих крутящие моменты шлиц 9 (см. фиг. 105), у которых вследствие износа боковых граней образуются большие люфты.

На фиг. 110 показана правая нога шасси самолета И-16, убирающегося к фюзеляжу. Здесь виден купол 5 для колеса, щиток 4,



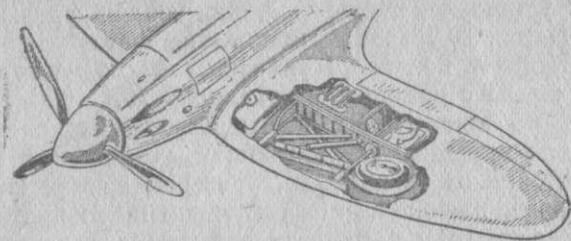
Фиг. 110. Правая нога шасси самолета И-16:

1 — трос; 2 — рычаг; 3 — амортизатор; 4 — щиток; 5 — купол

связанный с колесом и амортизационной стойкой, трос 1, рычаг 2 и шнуровой амортизатор 3, обеспечивающий плотное закрытие убранного колеса в куполе. Нижний откидной щиток закрывается автоматически. Трос 1 через рычаг 2 вытягивает при подъеме шасси щиток кверху. При опускании шасси щиток ставится в нормальное положение амортизатором 3.

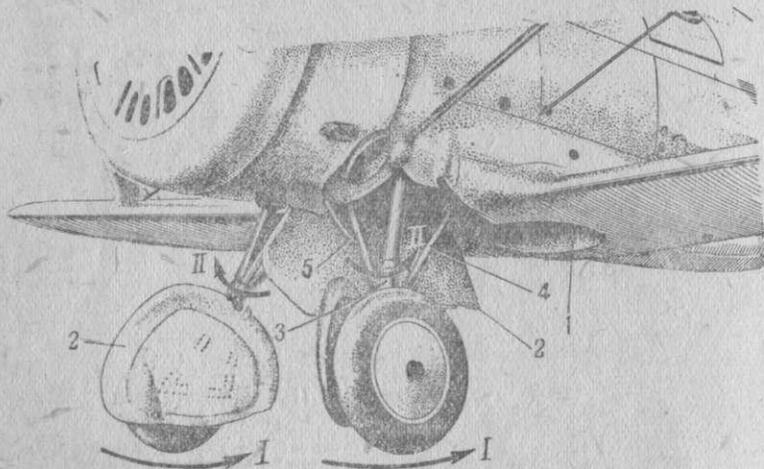
Шасси, убирающееся в наружную часть крыла (фиг. 111), применяется сейчас редко, так как для размещения колеса приходится ослаблять силовые элементы крыла. При такой конструкции затрудняется использование внутреннего объема крыла

для бензиновых баков, подвеска бомб под крылом и ухудшается обтекание крыла, так как плотного закрытия щелей щитками колес добиться нельзя.



Фиг. 111. Вид шасси самолета Хейнкель He-112 (Германия), убранного в крыло вдоль его размаха к концам

Убирающееся шасси бипланов. На фиг. 112 изображено шасси полутороплана И-153, колеса которого убираются назад по стрелке I в гнезда I центроплана нижнего крыла. Убранное шасси располагается там в горизонтальном положении. Колеса во время хода назад разворачиваются еще на 90° по стрелке II. Гнезда автоматически закрываются при поднятом шасси щитками 2. Шасси такой

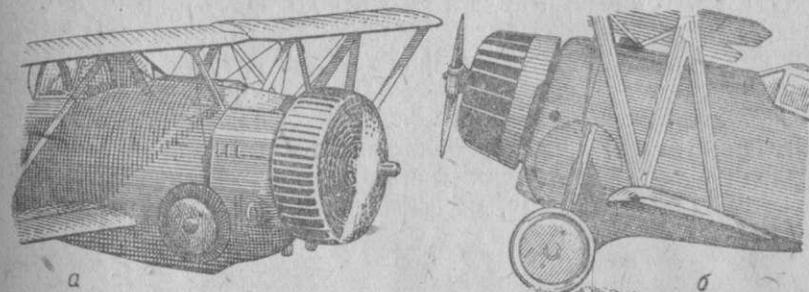


Фиг. 112. Шасси самолета И-153, убирающееся назад с поворотом колес на 90°: 1 — гнездо в нижнем центроплане; 2 — щитки; 3 — амортизационная стойка; 4 — задний подкос; 5 — боковой подкос

конструкции называют пирамидально-консольным. Вершина пирамиды, составленной из трех стержней — амортизационной стойки 3, заднего ломающегося подкоса 4 и бокового подкоса 5, находится посередине стойки 3, оставляя колесо на нижней, консольной части амортизационной стойки.

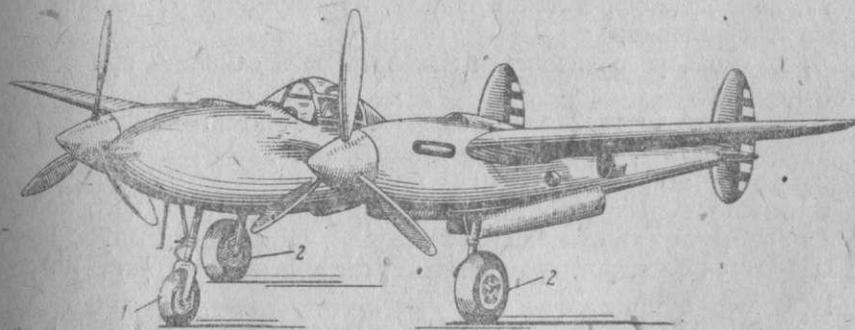
На фиг. 113 изображен самолет-биплан с оригинальным способом убирания шасси. В самолете показанной конструкции колеса

убираются в специальные гнезда сбоку фюзеляжа. Левый снимок показывает самолет в полете, правый — при движении по земле. Для бипланов расположение убранных колес шасси в боковой или нижней части фюзеляжа является весьма распространенным, так как в тонкое крыло биплана колеса убрать нельзя, а передняя и внутренняя части фюзеляжа заняты мотором и его оборудованием. Этот же способ применяется и на некоторых амфибиях (см. фиг. 25).



Фиг. 113. Самолеты-бипланы Грумман (США) с шасси, убирающимся в боковые гнезда фюзеляжа

В последнее время получило широкое распространение так называемое трехколесное шасси (фиг. 114). Оно состоит из двух колес 2, расположенных сзади центра тяжести самолета, и третьего колеса 1 — впереди центра тяжести. Костылей такие самолеты, как правило, не имеют. Трехколесное шасси может быть уби-



Фиг. 114. Американский истребитель РРР-38 с трехколесным шасси: 1 — колесо, расположенное впереди центра тяжести самолета; 2 — колеса, расположенные сзади центра тяжести

рающееся. На фиг. 115 показан голландский истребитель Д-23 во время подъема трехколесного шасси; задние колеса движутся вдоль размаха крыла внутрь, а переднее колесо — назад. Трехколесные шасси применяют как на гражданских, так и на военных самолетах любых размеров.

К основным преимуществам трехколесных шасси относятся: 1) безопасность посадки на большой скорости, что объясняется стремлением самолета после касания земли задними колесами опу-

стить носовую часть фюзеляжа (так как центр тяжести находится впереди колес); этим исключается возможность так называемого взмывания самолета (непроизвольного взлета) тотчас же после приземления; наоборот, самолет с двухколесным шасси при посадке на большой скорости, происходящей на два передних колеса, имеет стремление опустить хвост, что способствует взмыванию;

2) облегчение посадки самолета, так как возможно полностью использовать тормозные колеса (вплоть до приземления) с заторможенными колесами, не боясь опрокидывания самолета на нос; это намного уменьшает длину пробега; так, например, длина пробега американского самолета Вейк W-1 при посадочной скорости 120 км/час с заторможенными колесами была равна всего лишь 46 м; кроме того, посадка облегчается благодаря возможности производить «слепую» посадку или посадку в туман непосредственно с расчетного планирования, не выравнивая самолет;



Фиг. 115. Убирающееся трехколесное шасси истребителя Фоккер Д-23 (Голландия)

3) хороший обзор при посадке, так как носовая часть фюзеляжа, находящегося в линии полета, не закрывает от наблюдения место приземления;

4) хорошая устойчивость и маневренность самолета при движении по земле.

К недостаткам трехколесного шасси относятся:

1) трудность убирания переднего колеса;

2) увеличение веса шасси;

3) опасность капотирования в случае поломки переднего колеса.

Способы подъема и выпуска шасси. Подъем и выпуск шасси производятся электрогидравлическим, пневматическим или механическим способами.

Электрогидравлический способ управления шасси является наиболее распространенным. Он сводится к тому, что в цилиндр 6 (см. фиг. 107) нагнетают под некоторым давлением жидкость (обычно смесь глицерина и спирта). Давление жидкости воспринимается находящимся внутри цилиндра поршнем, шток 7 которого связан с задним подкосом 3 шасси, имеющим посередине шарнир 10. Положение колес зависит от того, куда поступает смесь и как движется поршень со штоком: если шток поршня выходит из цилиндра, происходит выпуск шасси; если шток входит в цилиндр, происходит подъем шасси. Жидкость подается в цилиндр под давлением специальной помпы, вращаемой электромотором (иногда вручную). Давление жидкости, находящейся в цилиндре, удерживает задний подкос шасси от складывания в момент посадки.

Пневматический способ (см. фиг. 109) отличается от гидравлического тем, что для движения штока пневмоцилиндра 2 вместо жидкости применяется сжатый воздух, находящийся в специальном баллоне 6. Преимущество пневматического способа — большая скорость подъема и выпуска шасси по сравнению с гидравлическим. Недостатком является возможность складывания шасси в момент посадки в случае нарушения герметичности проводки. Во избежание этого применяют специальные замки 5, которые запирают задний подкос выпущенного шасси в момент приземления.

Механический способ, при котором уборка шасси производится тросами.

Схема тросовой передачи для механической уборки шасси показана на фиг. 105. Ее недостатком является вытягивание и износ тросов, что требует частой их проверки и регулировки. Тросы приводятся в движение вручную (или электромотором) с помощью подъемника 4.

В настоящее время на одном и том же самолете нередко применяют двойное управление шасси: основное — гидравлическое или пневматическое и дополнительное — механическое, аварийное, на случай отказа основной системы.

На шасси всех типов применяется специальная сигнализация, показывающая летчику момент полного выпуска шасси. Сигнализация может быть электрическая, механическая и звуковая. При электрической сигнализации при выпущенном шасси в кабине загорается лампочка зеленого цвета, а при убранном — красного. При механической сигнализации с каким-либо подкосом шасси связан стерженек, выходящий вверх над крылом, когда шасси полностью выпущено. В системе звуковой сигнализации при уменьшении оборотов двигателя перед посадкой летчик сектором газа замыкает электроконтакт, в результате чего раздается звук сирены, предупреждающий летчика об опасности, если шасси выпущено не полностью.

Амортизация шасси. Амортизация шасси должна поглощать толчки в момент приземления и движения по земле и уменьшать этим нагрузку на крылья и фюзеляж, так как от работы амортизации зависит величина их нагрузки при посадке.

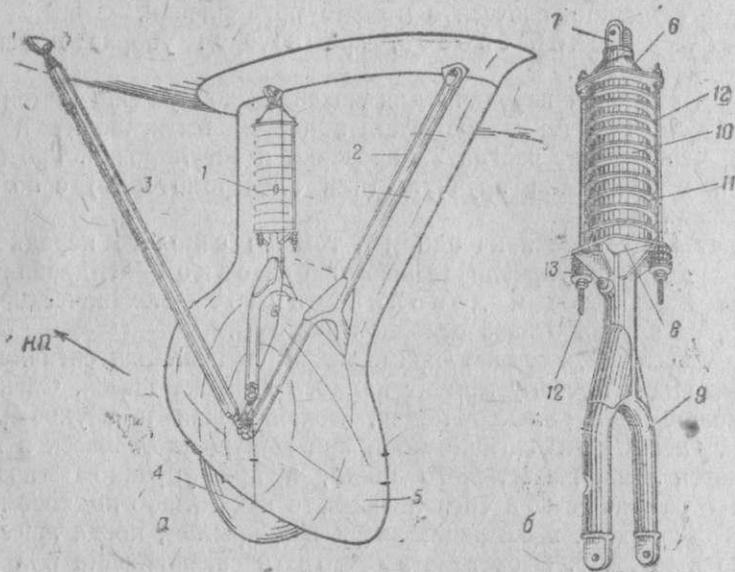
Кроме амортизации шасси, нагрузка от удара при посадке воспринимается частично пневматиками колес шасси. Однако основную роль в восприятии нагрузки играет амортизация.

Амортизация шасси бывает двух видов: резиновая (шнуровая и пластинчатая) и масляно-пневматическая, наиболее распространенная. Шнуровая амортизация, применявшаяся ранее довольно часто, в настоящее время почти не встречается.

Резиновый пластинчатый амортизатор (фиг. 116) состоит из амортизационного пакета 1 с вилкой 9, который вместе с задним 2 и боковым 3 подкосами составляет пирамиду шасси, удерживающую колесо 4. Амортизация, задний подкос и колесо находятся в обтекателе 5. Амортизационный пакет состоит из верхнего упора 6, соединенного с фюзеляжем ушком 7; нижнего упора 8, в вилке 9 которого укрепляется колесо; амортизационных резино-

вых пластин 10 и дуралюминовых прокладок 11 между ними; стяжных болтов 12, соединяющих верхний и нижний упоры, и пластин 13 обратной амортизации.

Пластинчатая амортизация работает только на сжатие. Она имеет удобообтекаемую форму и более удобна в эксплуатации, чем шнуровая. Резиновые пластины амортизации подвержены влиянию атмосферных условий и разрушаются при попадании на них масла, бензина и воды.



Фиг. 116. Резиновая пластинчатая амортизация самолета УТ-2:
1 — амортизационный пакет; 2 — задний подкос; 3 — боковой подкос; 4 — шпиль; 5 — обтекатель; 6 — верхний упор; 7 — ушко; 8 — нижний упор; 9 — вилка; 10 — пластины прямой амортизации; 11 — дуралюминовые прокладки; 12 — болты; 13 — пластины обратной амортизации

Работа пластинчатой амортизации протекает в следующем порядке. Под действием нагрузки в момент соприкосновения колес с землей верхний упор опускается и сжимает пластины 10, удерживаемые снизу упором 8. Пластины 13 обратной амортизации отходят при этом от фланца упора 8. В следующий момент, когда нагрузка уменьшится, пластины 10, разжимаясь, разведут упоры и нагрузят пластины 13 обратной амортизации, которые ударятся о нижний упор 8 и поглотят обратный толчок.

Монтируя пакет пластинчатой резиновой амортизации, создают предварительную затяжку пластин такой величины, чтобы при стоянке на земле под действием веса самолета они больше не сжимались. Это уменьшает ход подвижных частей шасси вниз в момент посадки, когда шасси нагружается силами, превышающими вес самолета.

Масляно-пневматический амортизатор (фиг. 117) состоит из цилиндра 1 с ушком 2 для крепления подкоса и колеса поршня 3 с ушком 4, соединяющим стойку шасси с фюзеляжем.

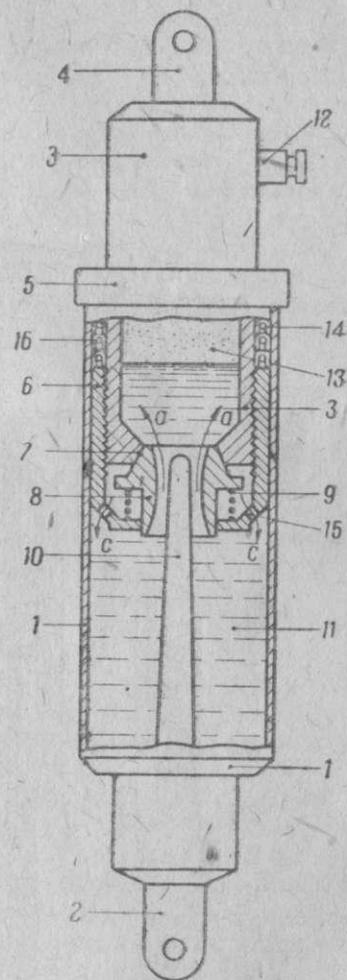
Цилиндр и поршень связаны гайкой 5, ограничивающей ход поршня вверх. На нижний конец поршня накручена направляющая 6; между ней и конусной поверхностью 7 поршня помещается диффузор 8, могущий немного перемещаться вверх и вниз. Диффузор прижимается пружиной 9 к конусному седлу 7 поршня. Внутри диффузора входит конусная стальная или дуралюминовая игла 10.

В цилиндр заливают смесь (11) глицерина со спиртом, затем через игольчатый клапан 12 впускают в полость 13 сжатый воздух под давлением 25 — 45 ат. Уплотнение цилиндра достигается с помощью кожаных манжет 14, укрепленных внутри дуралюминовыми кольцами 16.

Работает амортизатор следующим образом. При ударе о землю поршень вместе с направляющей и диффузором опускается вниз, стремясь сжать жидкость, заполняющую цилиндр. Под действием сжимающего усилия жидкость перетекает через диффузор вверх (стрелки а), прижимая диффузор к конусу 7. Жидкость, попадая в верхнюю полость поршня, сжимает воздух. Нагрузка, возникшая вследствие удара самолета о землю при посадке, поглощается гидравлическими потерями, возникающими при протекании жидкости через диффузор, сжатием воздуха и трением манжет.

Чем сильнее толчок, тем глубже входит игла 10 в диффузор, тем больше перекрывается его проходное сечение. Это затрудняет движение смеси и увеличивает работу, затрачиваемую на ее проталкивание вверх. Поэтому степень амортизации автоматически изменяется в зависимости от силы удара при посадке.

Когда нагрузка сверху уменьшится, сжатый в поршне воздух вытесняет жидкость обратно в нижнюю полость цилиндра. Жидкость отжимает диффузор в крайнее нижнее положение и открывает этим проход у седла 7 поршня. Тогда смесь через основное отверстие в диффузоре и дополнительные отверстия 15 в направляющей 6 (стрелки с) быстро перейдет вниз, затрачивая энергию



Фиг. 117. Схема масляно-пневматического амортизатора самолета И-15:

1 — цилиндр; 2 — нижнее ушко; 3 — поршень; 4 — верхнее ушко; 5 — гайка; 6 — направляющая; 7 — конусная поверхность (седло); 8 — диффузор; 9 — пружина; 10 — игла; 11 — смесь; 12 — зарядный клапан; 13 — воздух; 14 — кожаные манжеты; 15 — отверстие для прохода смеси; 16 — дуралюминовые распорные кольца

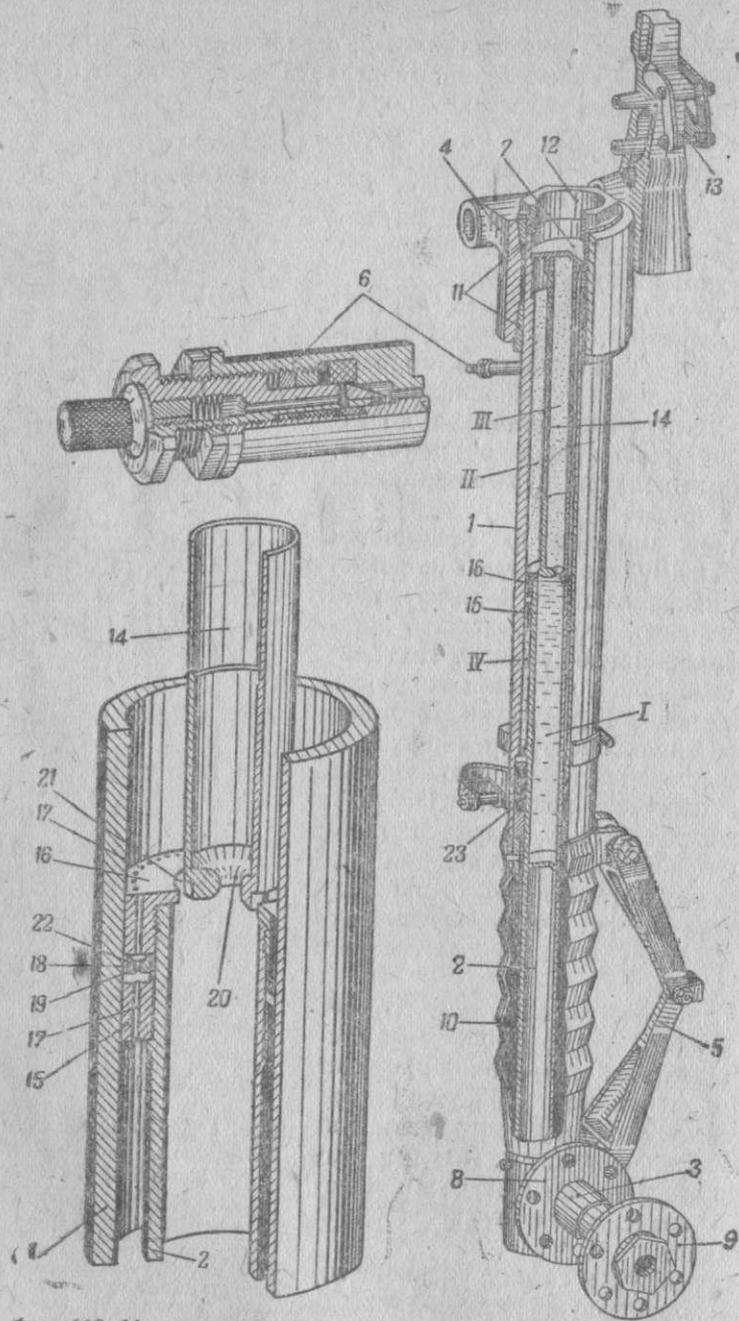


Fig. 118. Масляно-пневматический амортизатор самолета МИГ-3:

1 — цилиндр; 2 — шток; 3 — полусось; 4 — узел крепления ноги к механизму подвеса; 5 — traversa; 6 — зарядный клапан; 7 — крышка цилиндра; 8, 9 — фланцы для крепления наружного и внутреннего тормозов колес; 10 — чехол; 11 — конусные кольца; 12 — гайка крепления узла 4 к цилиндру; 13 — болт для крепления штока цилиндра пневмоподвеса; 14 — плунжер; 15 — нижняя бурса поршня; 16 — верхняя бурса поршня; 17 — отверстия в бурсах; 18 — клапан; 19 — отверстие в клапане; 20 — канал диффузора; 21 — зазор между плунжером и верхней бурсой поршня; 22 — зазор между клапаном и цилиндром; 23 — уплотнение

обратного удара на проход в нижнюю камеру. Быстрое перетекание жидкости вниз необходимо для того, чтобы в случае грубой посадки (вторичный толчок) амортизатор был подготовлен к восприятию нового удара.

На фиг. 118 изображена схема конструкции масляно-пневматического амортизатора самолета МИГ-3, имеющая наиболее широкое распространение.

Амортизатор состоит из цилиндра 1, в который входит шток 2 с накрученным на него поршнем. Поршень состоит из двух бронзовых бурс и стального клапана между ними, имеющего возможность незначительного вертикального перемещения; в бурсах сделано по сорок продольных отверстий 17, в клапане только четыре отверстия 19. Внутри штока входит плунжер 14 с диффузором 20 в нижней части; наружная поверхность плунжера слегка конусная. В нижней части цилиндра смонтировано уплотнение 23 из кожаных манжет с распорными дуралюминовыми кольцами.

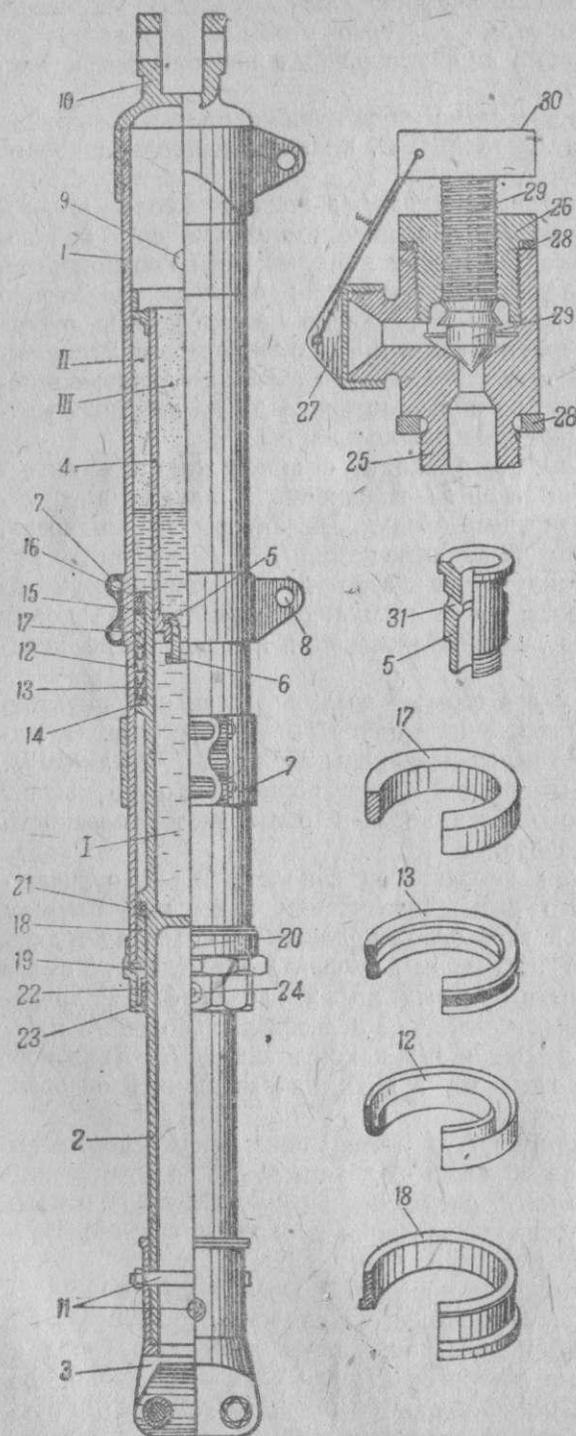
Во время посадки плунжер входит в шток, жидкость вытесняется через каналы 20 и зазор 21 в камеру III плунжера и камеру II цилиндра, сжимая здесь воздух. Из камеры II жидкость, отжав клапан, проходит через отверстия 17 и 19 в камеру IV. Благодаря конусности плунжера зазор 21 постепенно уменьшается, а проход жидкости вверх затрудняется. Плунжер входит в шток до тех пор, пока давление жидкости и воздуха не уравновесится.

После поглощения удара сжатый воздух заставляет плунжер выходить из штока. Жидкость из камер III и II перетекает в камеру I. Жидкость, движущаяся из камеры IV вверх — в камеру II, прижимает клапан 18 к верхней бурсе поршня. Это уменьшает число отверстий для прохода жидкости и обеспечивает плавность обратного хода амортизатора.

На фиг. 119 изображен амортизатор самолета Ил-2, отличающийся от рассмотренного выше отсутствием камеры IV между уплотнением и поршнем и установкой подвижного клапана 5 в диффузоре 4, соединенном с цилиндром 1 амортизатора. Клапан 5 имеет один центральный и четыре боковых косых канала 31. Уплотнение, состоящее из кожаных манжет 12 и распорных колец 13 и 14, укреплено на поршне 2 гайкой 15 и контргайкой 16. Движение поршня в цилиндре происходит в двух направляющих бронзовых бурсах 17 и 18.

Во время посадки цилиндр 1 движется вниз, смесь протекает через центральный канал клапана 5 в камеру III; одновременно жидкость прижимает клапан 5 вверх, к корпусу диффузора, открывает боковые каналы 31, увеличивая этим проходное сечение. Воздух в камерах II и III сжимается.

В первоначальное положение поршень возвращается под действием сжатого воздуха, перегоняющего жидкость из камер II и III в камеру I. Смесь, двигаясь вниз, опускает клапан диффузора и закрывает дополнительные отверстия 31; это уменьшает проходное сечение для жидкости и обеспечивает плавное торможение движущегося вниз поршня. Обратное движение поршня вниз ограничи-



Фиг. 119. Масляно-пневматический амортизатор самолета Ил-2:

1 — цилиндр; 2 — поршень; 3 — нижний бапмак стойки для крепления колеса; 4 — корпус диффузора; 5 — клапан диффузора; 6 — гайка диффузора; 7 — хомут для крепления подкоса шасси; 8 — ушко для крепления створины; 9 — зарядный штуцер; 10 — верхний узел цилиндра; 11 — конусные болты; 12 — кожаные манжеты; 13, 14 — распорные кольца; 15 — затяжная гайка; 16 — контргайка; 17 — верхняя направляющая букса; 18 — нижняя направляющая букса; 19 — перекидная гайка; 20 — винт перекидной гайки; 21 — медное кольцо-приниматель обратный удар; 22 — фетровые кольца; 23 — гайка сальника; 24 — штабфер сальника; 25 — корпус зарядного штуцера; 26 — фасонная гайка; 27 — крышка; 28 — медные прокладки; 29 — двухконусная игла; 30 — гайка иглы; 31 — боковые каналы диффузора

вается медным кольцом 21, смягчающим удар поршня о нижнюю направляющую буксу 18.

Масляно-пневматическая амортизация является наиболее современной и распространенной. По сравнению с другими типами амортизации настоящая конструкция имеет следующие преимущества: большой срок службы; компактность; небольшой вес; удобства эксплуатации; хорошее поглощение прямого и обратного ударов; меньшая зависимость работы от температурных условий.

Недостатками ее являются: постепенное падение давления (страивание воздуха) в цилиндре амортизатора, что требует постоянного наблюдения за ним; ухудшение работы амортизации при низких температурах и перетекание жидкости в верхнюю камеру амортизатора у некоторых типов убирающихся шасси. Поэтому при выпуске шасси для посадки не вся смесь успевает переместиться в камеру 1 и амортизационная стойка оказывается не полностью готовой к восприятию ударных нагрузок.

Колеса

Колеса дают возможность самолету передвигаться по земле и, кроме того, воспринимают часть нагрузки от удара о землю при посадке.

Колеса современных самолетов имеют разнообразную форму и конструкцию, в зависимости от чего их различают:

- 1) по давлению в пневматиках — колеса высокого давления, баллоны и полубаллоны;
- 2) по возможности торможения — нетормозные и тормозные, причем те и другие могут быть спицевые и дисковые.

Нетормозные колеса бывают спицевые и дисковые. На фиг. 120 показаны спицевое колесо и разрез его втулки и камеры.

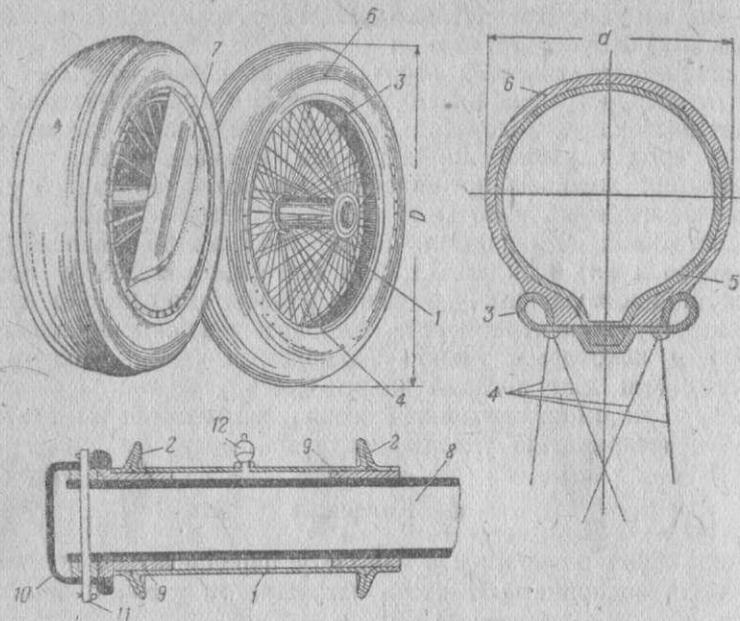
Спицевое колесо состоит из втулки 1 с фланцами 2 и обода 3. Втулка и обод соединены проволочными спицами 4. На обод колеса надеваются резиновая камера 5 и покрышка 6. Спицы закрыты обтекателем 7, уменьшающим сопротивление колеса. Втулка 1 колеса вращается на двух бронзовых подшипниках-вкладышах 9, плотно посаженных на ось 8 шасси. От перемещения вдоль оси 8 колесо через втулку удерживается колпачком 10, законтренным шпилькой 11. Через масленку 12 подается смазка на трущиеся поверхности втулки. В эксплуатации нужно следить за колпачком и его контровкой, так как иначе при разбеге, посадке или в полете колесо можно потерять.

Размеры колес определяются диаметром самого колеса D и диаметром его пневматиков d . Эти размеры колеблются от 500×70 до 2000×450 мм.

Колеса шасси современных самолетов устанавливают часто на роликовых или шариковых подшипниках.

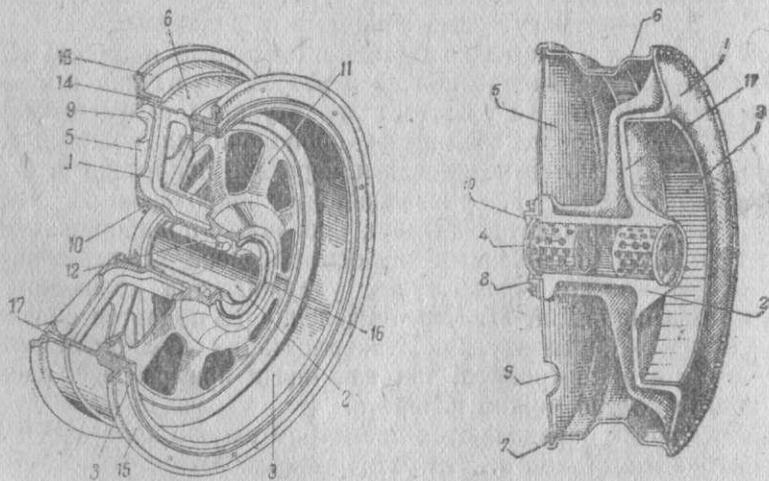
Дисковые колеса (фиг. 121, а и б) применяются в настоящее время очень широко, особенно для колес тормозных конструкций.

Кроме наличия стальной тормозной рубашки 3, дисковое колесо отличается от спицевого тем, что его втулка 2 и барабан 1 колеса



Фиг. 120. Детали спицевого колеса:

1 — втулка; 2 — фланцы втулки; 3 — обод; 4 — спицы; 5 — камера; 6 — покрышка; 7 — обтекатель спиц; 8 — ось шасси; 9 — бронзовые вкладыши; 10 — предохранительный конический; 11 — контрольная проволока; 12 — масленка



Фиг. 121. Литые тормозные колеса (справа: дисковое — самолета Р-5 и слева: спицевое — самолета И-16):

1 — барабан; 2 — втулка; 3 — стальная рубашка; 4 — бронзовые вкладыши; 5 — обтекатель; 6 — обод; 7, 8 — кольцевые прокладки; 9 — люк для прохода втулки; 10 — сальник; 11 — литые спицы или диск; 12 — роликовые конические подшипники; 13 — съемная реборда; 14 — шпилька реборды; 15 — щиток; 16 — разрезное стопорное кольцо; 17 — контрящее кольцо

соединены не спицами, а сплошным литым диском 11. На рис. 121 видны обод колеса 6, бронзовые вкладыши 4, обтекатель 5 и сальник 10.

На фиг. 121 (слева) показано литое колесо, у которого вместо сплошного диска от втулки к ободу идут литые же спицы 11. Вращение колеса происходит на роликовых подшипниках 12. Для облегчения эксплуатации реборда 13 выполнена съемной, контрится реборда кольцом 17.

Литые дисковые и спицевые колеса значительно прочнее колес со стальными спицами и гораздо проще в эксплуатации.

Пневматики. Пневматик, состоящий из камеры и покрышки и надетый на обод колеса, является той частью колеса, которая вместе с амортизацией шасси воспринимает энергию удара при посадке. Размеры и давление в пневматиках выбираются в зависимости от нагрузки на колеса.

Колеса шасси современных самолетов могут быть снабжены пневматиками высокого давления, полубаллонами и баллонами.

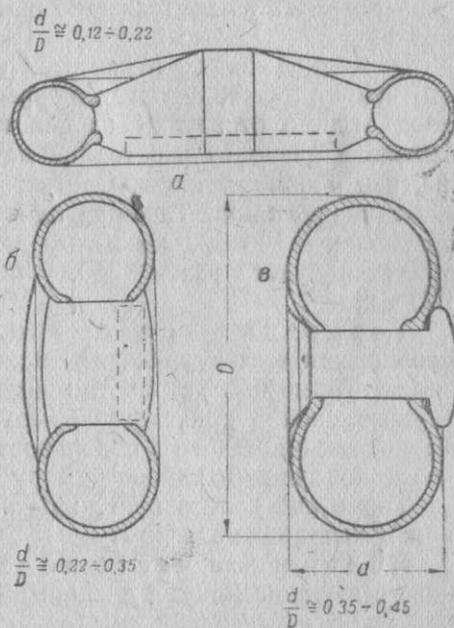
Появление баллонных и полубаллонных колес было вызвано ростом посадочных скоростей и необходимостью увеличить долю энергии удара, поглощаемую пневматиками. Наибольшее распространение в настоящее время имеют колеса полубаллонного типа.

Пневматики высокого давления (фиг. 122, а) имеют сравнительно небольшое отношение диаметров ($d : D \approx 0,12 \div 0,22$), давление в их

камере колеблется, в зависимости от диаметра D колеса, в пределах от 3 до 5 $кг/см^2$; они отличаются большой упругостью, малым обжатием камеры и потому поглощают при ударе меньшую долю энергии; основную часть энергии удара при посадке поглощает амортизация шасси. Пневматики высокого давления оказывают большое удельное давление на грунт, вследствие чего их можно применять на аэродромах с твердой почвой.

Конструкция пневматиков высокого давления показана на фиг. 120 и 121.

Полубаллоны (фиг. 122, б) имеют большее отношение диаметров ($d : D = 0,22 \div 0,35$); давление в их камере колеблется в пределах 3,5—4 ат. Вследствие этого полубаллоны имеют большее обжатие пневматиков, поглощают большее количество энергии



Фиг. 122. Схемы пневматиков высокого давления, баллонов и полубаллонов

удара, оказывают меньшее удельное давление на грунт и могут с успехом применяться для движения по менее твердой почве по сравнению с пневматиками высокого давления.

При полубаллонах амортизация и пневматики поглощают примерно одинаковую долю энергии удара. Это позволяет уменьшить размеры основных амортизаторов шасси.

Баллоны (фиг. 122, в) имеют отношение диаметров $d:D$ в пределах $0,35 \div 0,45$; они способны поглощать всю энергию удара при посадке. Так, например, на легких самолетах, имеющих баллонные колеса, можно вовсе не иметь амортизации в стойках шасси. Давление в камерах баллонов колеблется в пределах $1,5-2,5 \text{ ат}$. Баллонные колеса оказывают наименьшее давление на грунт, допускающая тем самым передвижение самолета даже по сильно размокнутой почве.

Баллонное колесо отличается по конструкции от обычного тем, что его втулка является одновременно и ободом; у полубаллонов обод отнесен от втулки на некоторое расстояние; у пневматиков высокого давления расстояние между ободом и втулкой еще больше, чем у полубаллонов. Соответственно этому различаются и размеры пневматиков. Так, при одном и том же наружном диаметре покрышек $D = 1600 \text{ мм}$ малый диаметр d у пневматиков высокого давления будет равен 350 , у полубаллонов 500 , а у баллонов 700 мм .

Тормозные колеса имеют своим назначением уменьшить пробег самолета и увеличить маневренность при его движении по земле. Тормозное устройство должно быть легко по весу, просто в управлении и допускать торможение как обоих колес одновременно, так и каждого в отдельности. Наиболее распространены сейчас колодочные и камерные тормозные колеса.

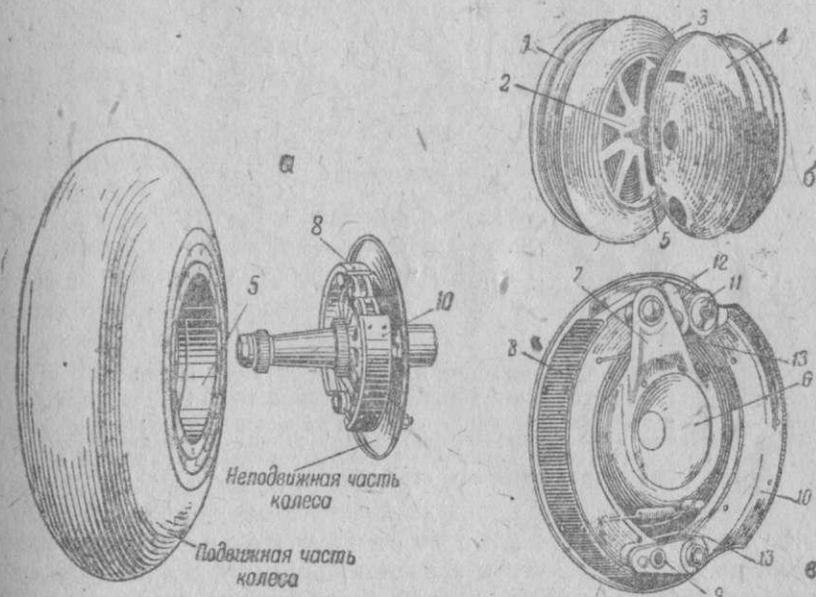
Тормозное колесо (фиг. 123) состоит из двух частей — подвижной и неподвижной.

Подвижная часть колеса состоит из обода 1, связанного с втулкой 2 двумя дисковыми щеками — внутренней 3 и наружной 4. Во внутреннюю дисковую щеку 3 впрессован и приклепан стальной тормозной барабан 5. На обод надеваются камера и покрышка.

Неподвижная часть колеса с механическим торможением состоит из диска 6 с кронштейном 7, к которому шарнирно присоединена тормозная колодка 8. К колодке приклепана прокладка из ферродо. Диск 6 жестко укрепляется на оси шасси. Колодка 8 через шарнир 9 соединена с другой колодкой 10, на верхнем конце которой укреплен ролик 11. Ролик отжимается действием кулачка 12, который приводится в движение рычагом, сидящим на одной оси с кулачком 12. Рычаг управляется тросом из кабины летчика. Число тормозных колодок может быть от двух до четырех.

Ферродо представляет собой тканую ленту, у которой основа изготовлена из асбеста, а уток — из латунной проволоки. Ткань пропитана графитовой массой, предохраняющей фрикционные трущиеся поверхности от пригорания к тормозному барабану.

До торможения подвижная часть колеса свободно проворачивается на оси, не касаясь неподвижной части. Когда летчик тросом повернет рычаг и кулачок 12, то ролик 11 под действием кулачка отожмется, колодки 10 и 8 разойдутся и плотно прижмутся к внутренней поверхности тормозного барабана 5. Силой трения между колодками и барабаном подвижная часть колеса затормозится.



Фиг. 123. Тормозное колесо с механическим управлением:

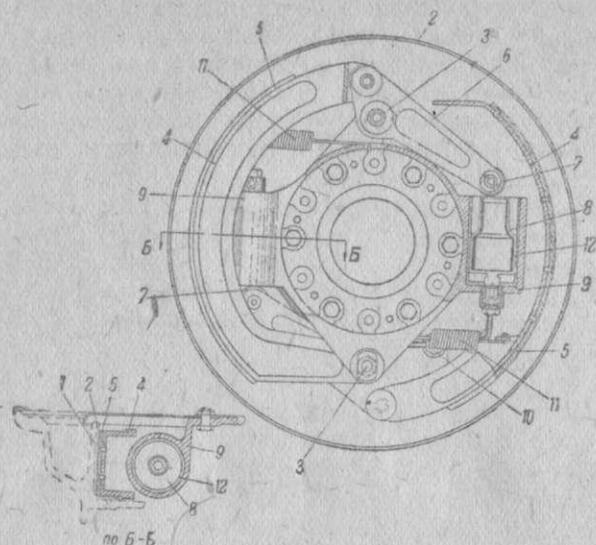
1 — обод; 2 — втулка; 3, 4 — внутренние и наружные дисковые щеки; 5 — тормозной барабан; 6 — тормозный диск; 7 — кронштейн; 8, 10 — тормозные колодки; 9 — шарнирный болт; 11 — ролик; 12 — кулачок; 13 — возвратная пружина

Дисковые тормозные колеса встречаются гораздо чаще спицевых, так как в последних труднее разместить неподвижную часть тормозного колеса.

На фиг. 124 показана схема конструкции колодочного тормозного колеса с пневматическим управлением. От механического тормозного колеса оно отличается тем, что колодки прижимаются к тормозному барабану не кулачком, а благодаря специальному гидравлическому устройству.

Колесо этой конструкции состоит из тормозного барабана 1, на котором укреплены два анкерных болта 3, являющихся осью вращения тормозных колодок 4 и рычагов 6; длинные плечи рычагов 6 с роликами 7 прижаты к торцовой поверхности поршней 8, скользящих в цилиндрах 9.

Если по штуцеру 10 подвести сжатый воздух в цилиндр 9, поршень 8 через рычаг 6 заставит прокладку ферродо 5 прижаться к стальной рубашке 2 и затормозит колесо. Растормаживание производят пружины 11.



Фиг. 124. Двухколодочное тормозное колесо с пневматическим управлением самолета СБ:
 1 — тормозной барабан; 2 — стальная рубашка; 3 — анкерные болты; 4 — колодки; 5 — ферродо; 6 — рычаги; 7 — ролик; 8 — поршень; 9 — цилиндр; 10 — штуцер подвода воздуха; 11 — растормаживающие пружины; 12 — стальная гильза

Гидравлическое тормозное колесо отличается от пневматического тем, что в его цилиндр 10 (фиг. 125) поступает жидкость, под давлением которой и происходит торможение. Особенностью приведенного тормозного устройства, установленного на самолете ПС-84, является наличие двух тормозов в каждом колесе. Такое устройство применяется также на ряде других современных самолетов.

Конструкция тормозного колеса камерного типа с пневмоуправлением показана на фиг. 126. Тормозное устройство состоит из резиновой камеры 1 и свободно лежащих по всей окружности колеса 10—12 металлических пластин 2, имеющих выступы 3, благодаря которым пластины могут перемещаться только по радиусу колеса в направляющих вырезах диска 4. К пластинам приклепаны тормозящие прокладки 5 (из ферродо или специальной фибры). Для торможения через штуцер 9 впускают воздух в камеру 1, которая, расширяясь, прижмет прокладки 5 к тормозному барабану 6. Растормаживание производится двумя спиральными пружинами 7, расположенными по окружности колеса в выемах 8 пластин 2.

Наиболее распространены в настоящее время пневматические тормозные колеса — колодочные и камерные, применяемые на самолетах любого веса. Гидравлические тормозные колеса применяются больше на средних и тяжелых самолетах, механические — на небольших истребителях.

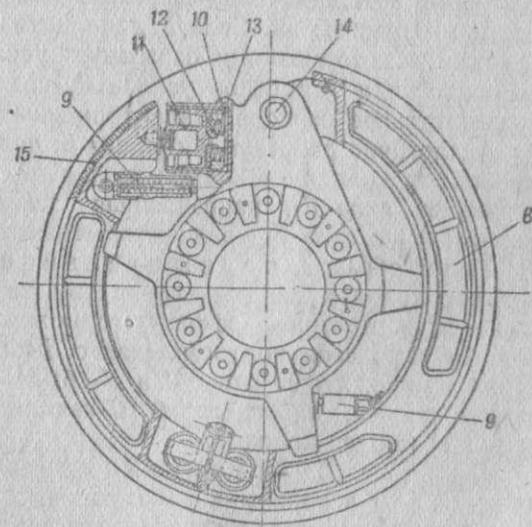
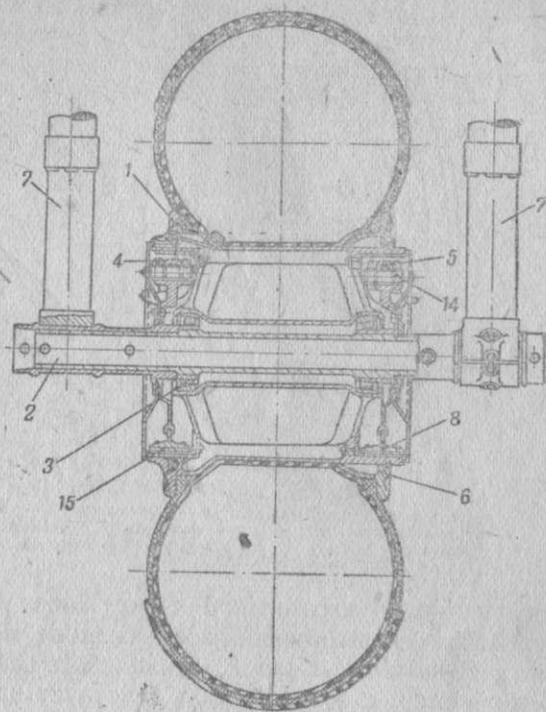
Рассматривая конструкцию тормозных колес, мы видели, что торможение осуществляется за счет прижатия тормозной колодки,

соединенной с неподвижной осью шасси, к барабану подвижного колеса, на обод которого надет пневматик. Рассмотрим подробнее процесс торможения.

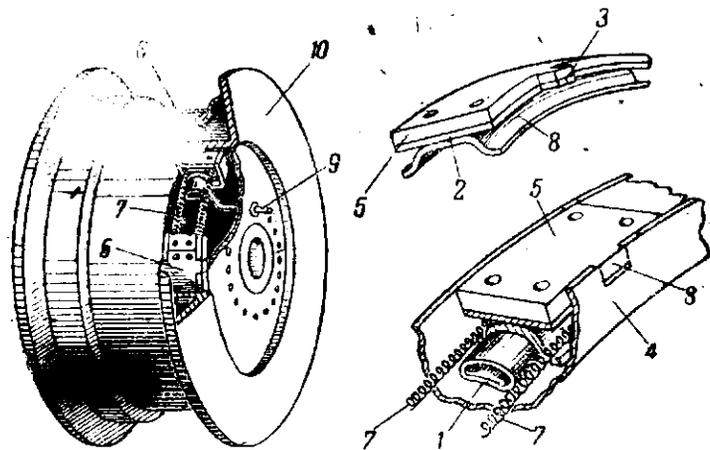
По принципу работы тормозные колеса могут быть с положительным и отрицательным серводействием (последствием).

Тормозное колесо с положительным серводействием показано на фиг. 127, а. Самолет движется влево, колесо вращается против часовой стрелки. Колодка 5 колеса имеет ось вращения — неподвижный анкерный болт 1, укрепленный на неподвижном диске 2 колеса, причем ось вращения болта 1 находится сзади эксцентрика 6 (по вращению колеса). Нижний конец колодки 5 шарнирно соединен подвижным пальцем 3 с другой колодкой 4; сверху на подвижной ролик колодки 4 нажимает эксцентрик 6.

При нажатии эксцентриком с силой N на колодку 4 она повернется вокруг точки 3 против часовой стрелки и будет прижата к тормозному барабану с силой P , зависящей от силы нажатия N . Благодаря нажатию между колодкой и тормозным барабаном создаются небольшие силы f , дей-



Фиг. 125. Двухтормозное колесо с гидравлическим управлением самолета ПС-84:
 1 — втулка; 2 — ось; 3 — роликовые подшипники; 4 — правый тормоз; 5 — левый тормоз; 6 — съемная ребра; 7 — амортизационная стойка; 8 — тормозные колодки; 9 — растормаживающие пружины; 10 — цилиндр; 11 — поршень; 12 — резиновый уплотнитель; 13 — пружина поршня; 14 — анкерный болт; 15 — ферродо



Фиг. 126. Камерное тормозное колесо с пневмоуправлением самолета И-153:

1 — реакционная камера; 2 — пластины; 3 — выступ; 4 — диск; 5 — тормозная колодка; 6 — тормозной барабан; 7 — спиральные пружины; 8 — выем для пружин; 9 — сварочный штуцер; 10 — обод колеса

двующие по касательной к окружности колодки в направлении, обратном силам трения, возникающим между колодкой и тормозным барабаном. Сила F , равнодействующая сил I , представляет собой силу, с которой обод действует на колодку; она направлена в сторону вращения и по величине равна силе трения, а по направлению — обратна ей. Сила F дополнительно прижимает тормозную колодку 4 к тормозному барабану, усиливая действие нажатия эксцентрика и тормозное усилие P , создаваемое им. Это и есть положительное серводействие тормозных колодок.

Аналогично работает и колодка 5; под действием силы N_1 , переданной от колодки 4, между колодкой 5 и тормозным барабаном возникает сила F_1 , направленная также в сторону вращения колеса; и эта сила F_1 увеличивает тормозящее действие колеса.

Таким образом, положительное серводействие тормозных колодок заключается в том, что при постоянной силе N нажатия эксцентрика эффект торможения усиливается и колесо как бы само себя подтормаживает. Для положительного серводействия нужно, чтобы силы N и N_1 были направлены в сторону вращения колеса, а эксцентрик 6 находился впереди неподвижной оси I вращения колодок.

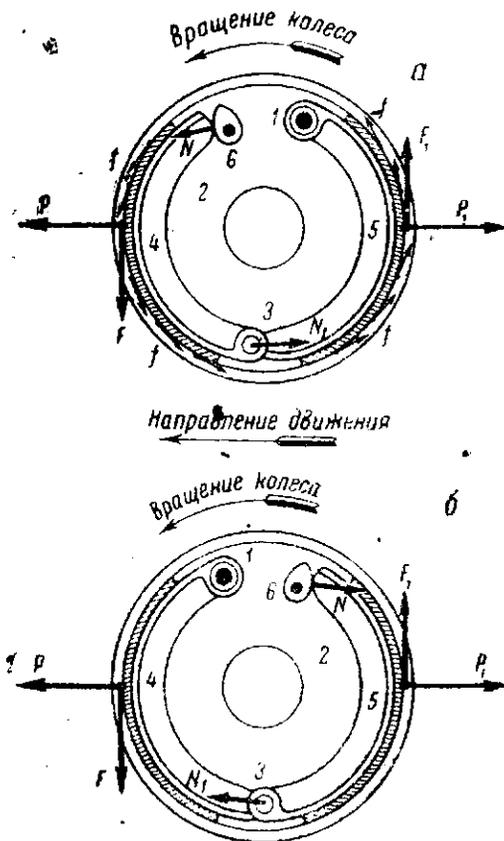
Тормозы с отрицательным серводействием (фиг. 127, б) устроены и работают несколько иначе. Неподвижная ось I вращения колодок находится впереди (по вращению колеса), а эксцентрик 6 — сзади. При нажатии эксцентрика снова возникают окружные силы F и F_1 , действующие в том же направлении, что и раньше, так как направление вращения колеса не изменилось. Но действие силы F_1 на тормозную колодку 5 стало другим: сила F не прижимает тормозную колодку к барабану, а, наоборот, стремясь повернуть колодку против часовой стрелки, как бы отталкивает

колодку вниз от тормозного барабана, растормаживая колесо. Поэтому эффект торможения становится меньше, а усилие N , которое эксцентрик должен создать для торможения, увеличивается. То же самое произойдет и со второй колодкой 4. Следовательно, затормозить колесо будет труднее, — в этом и заключается отрицательное серводействие тормозных колодок.

Таким образом, отрицательное серводействие тормозных колодок заключается в том, что при постоянной силе N нажатия эксцентрика эффект торможения уменьшается, и колесо как бы само себя несколько растормаживает. При отрицательном серводействии силы N и N_1 должны быть направлены в сторону, противоположную вращению колеса, а эксцентрик 6 должен находиться сзади неподвижной оси I вращения колодок.

Недостатком колес с положительным серводействием является опасность самозаклинивания колодок и возможность слишком резкого торможения, могущего вызвать капот самолета (опрокидывание на нос) при посадке; преимущество их заключается в небольшом усилии, необходимом для торможения. Колеса с отрицательным серводействием требуют, наоборот, больших усилий для торможения, исключая зато опасность самозаклинивания.

В настоящее время встречаются и те и другие колеса. Кроме того, встречаются колеса с смешанным действием, когда одна колодка имеет отрицательное серводействие, а две другие — положительное. Такое колесо с гидравлическим управлением показано на фиг. 128. Сила N , прижимающая колодки к тормозному барабану, создается в данном случае давлением жидкости, поступающей от помпы в цилиндр 7.



Фиг. 127. Схема тормозных колес с положительным (а) и отрицательным (б) серводействием:

1 — неподвижная ось вращения колодок; 2 — неподвижный диск; 3 — подвижная ось вращения колодок; 4, 5 — тормозные колодки; 6 — эксцентрик

Особенность колеса со смешанным серводействием заключается в том, что силы, раздвигающие колодки, направлены в разные стороны: одни силы N и N_1 , направленные в сторону вращения колеса, приводят в движение колодки 4 и 5 положительного серводействия; сила N_2 , равная по величине силе N , направлена против вращения колеса и потому создает отрицательное серводействие колодки 6. Встречающиеся сейчас многоколодочные и камерные тормозы лучше двух- или трехколодочных, так как они дают более плавное торможение.



Фиг. 128. Схема гидравлического тормозного колеса смешанного серводействия:

1 — неподвижная ось вращения колодок; 2 — неподвижный диск; 3 — подвижная ось вращения колодок; 4, 5 — колодки положительного серводействия; 6 — колодка отрицательного серводействия; 7 — цилиндр гидравлического управления

обоих колесах, для чего нужно нажать на обе тормозные педали 5, или раздельно, — тогда нужно нажимать только на одну педаль 5: левую — для торможения левого колеса и правую — для правого.

Пневматическое управление тормозами распространено в настоящее время более широко. Принципиальная схема такого управления представлена на фиг. 130. Проводка состоит из запорного крана 11 и дифференциала 3, связанного тягой 5 с рычагом 12 ножного управления и направляющего при раздельном торможении сжатый воздух под давлением в 5—6 ат в правое или левое колесо. Одновременное торможение осуществляется посредством тормозного рычажка 7, управляющего редукционными клапанами 8; на педали при этом нажимать не следует. Манометр 2 показывает давление в сети; фильтр 10 служит для очистки воздуха, поступающего из баллона со сжатым воздухом.

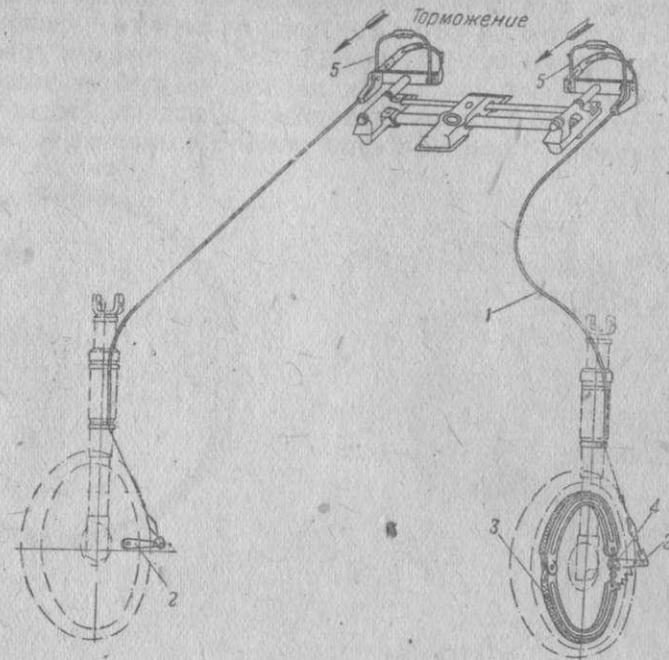
Пневматическое управление требует от летчика очень небольшой затраты энергии и позволяет быстро осуществить торможение.

Управление тормозными колесами. Торможение может осуществляться механическим, пневматическим или гидравлическим способом.

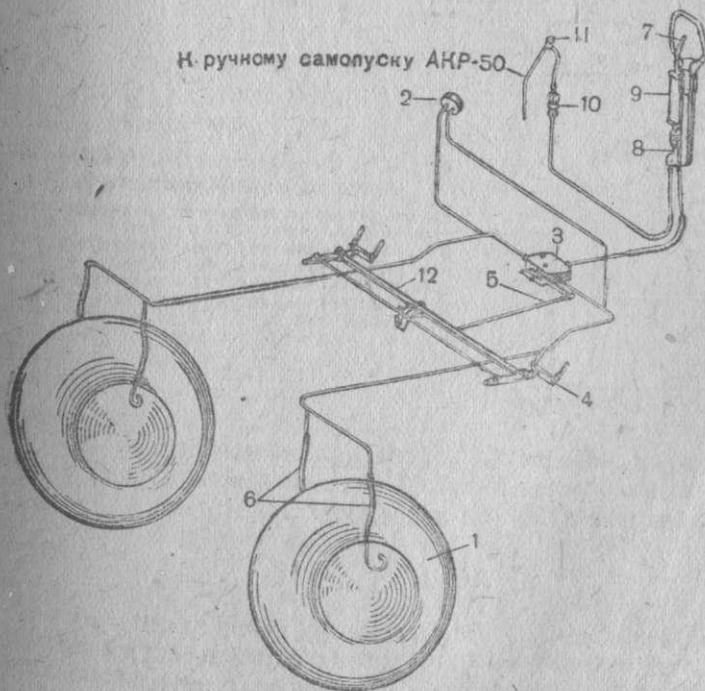
Механическое управление тормозами (фиг. 129) состоит из тросов 1 в буюденской оболочке, соединяющих педаль летчика с кулачком 4 через рычаг 2, или же из тросов с роликами и направляющими. Механическое управление тормозами отличается большой чувствительностью и непосредственным ощущением летчиком степени торможения; применяется оно только для небольших самолетов, не требующих от пилота больших усилий для торможения. Конструкция его наиболее легкая и простая. Тормозы могут включаться одновременно на

Фиг. 129. Схема механического управления тормозными колесами самолета И-16:

1 — трос в буюденской оболочке; 2 — рычаг; 3 — тормозные колодки; 4 — кулачок; 5 — тормозная педаль



И-ручному самолету АКР-50

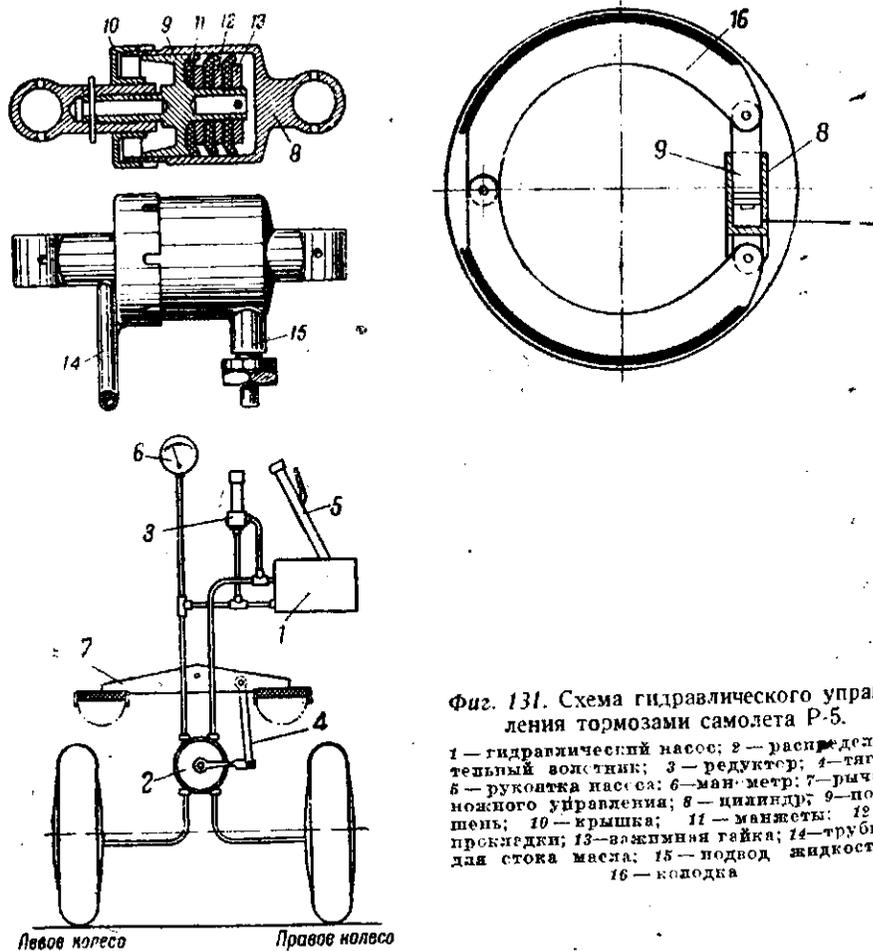


Фиг. 130. Схема пневматического управления тормозными колесами самолета Ил-2:

1 — колесо; 2 — манометр; 3 — дифференциал; 4 — педали; 5, 6 — тяги; 6 — дюритовые шланги; 7 — тормозной рычажок; 8 — редукционный клапан; 10 — фильтр; 11 — запорный кран; 12 — рычаг педалей

прекратить его или усилить в одном из колес. Вес конструкции больше, а эксплуатация сложнее, чем механического управления.

Гидравлическое управление применяется сравнительно реже пневматического. Вес конструкции довольно велик, но зато эксплуатация проще, так как не требует частых перезарядок баллонов сжатым воздухом. Давление жидкости в системе управления тормозами самолета Р-5 создается насосом 1 (фиг. 131)



Фиг. 131. Схема гидравлического управления тормозами самолета Р-5.

1 — гидравлический насос; 2 — распределительный золотник; 3 — редуктор; 4 — тяга; 5 — рукоятка насоса; 6 — манометр; 7 — рычаг ножного управления; 8 — цилиндр; 9 — поршень; 10 — крышка; 11 — манжеты; 12 — прокладка; 13 — зажимная гайка; 14 — трубка для стока масла; 15 — подвод жидкости; 16 — колесца

Левое колесо Правое колесо

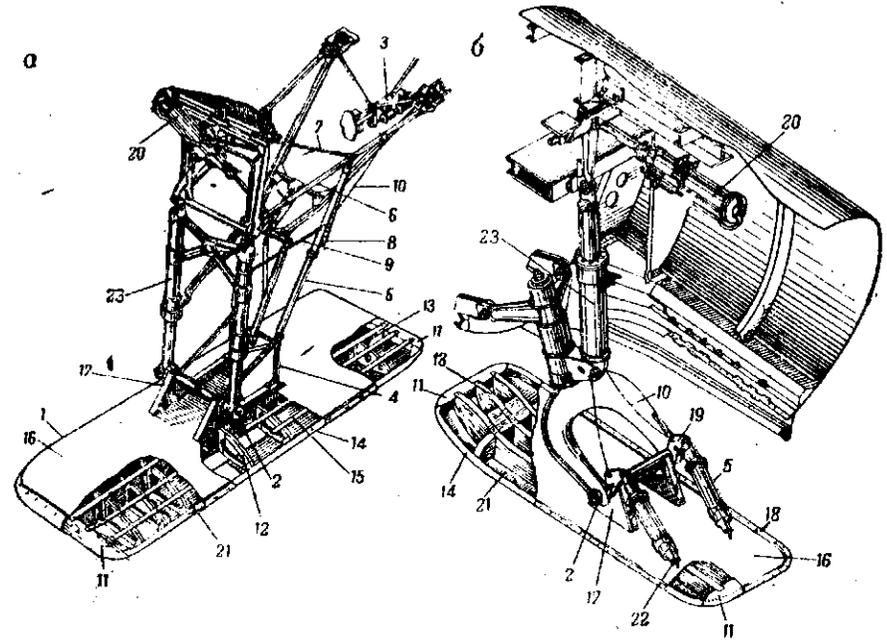
и через золотник 2 передается на оба колеса или только одно — в зависимости от положения рычага 7 педалей ножного управления. Редуктор 3 регулирует давление в пределах 14—15 ат.

Лыжи

Для передвижения самолета по снежному покрову колеса шасси заменяют лыжами, причем шасси сстается обычно без изменения. Вместо костыльного колеса также устанавливают небольшую хв-

товую лыжу. В настоящее время нередко совершают полеты зимой на колесах, что позволяет зимой летать с убраннным шасси. Посадка на колеса в зимних условиях требует предварительной подготовки аэродрома.

На фиг. 132, а показана лыжа 1 шасси самолета Пе-2, на которой укреплен стальной кабан 17, надетый на ось 2 вместо колеса. Лыжа удерживается в полете, при подъеме и выпуске шасси в определенном положении (под углом 1—3° к строительной горизонтали) пружинным амортизатором 5. Пружина амортизатора сжимается при



Фиг. 132. Конструкция и установка лыж самолета Пе-2:

1 — лыжа шасси; 2 — ось; 3 — замок лыжи; 4 — ферма кабана; 5 — амортизатор; 6 — подлок; 7 — распорная стойка; 8 — упор; 9 — пружина; 10 — ограничительный трос; 11 — бобышки; 12 — шпангоут; 13 — продольный основной брус; 14 — боковое ребро; 15 — стрингер; 16 — фанерная обшивка; 17 — кабан; 18 — хвостовая лыжа; 19 — ухо; 20 — цилиндр гидроподъема; 21 — пелос лыжи; 22 — ушко для крепления амортизатора; 23 — амортизационная стойка

поднятию заднего конца лыжи. Упор 8 амортизатора лыжи шасси служит для того, чтобы не допустить опускания передней части лыжи вниз на большие отрицательные углы под действием встречного потока воздуха; упор ограничивает при подъеме и выпуске шасси сокращение длины амортизатора в определенных пределах. Пружина 9 прижимает упор к амортизатору лыжи.

Лыжа имеет следующие части: полоз 21, сосновые стрингеры 15, продольные сосновые брусья 13, шпангоуты 12 из сосны и липы и липовые бобышки 11. Все это сверху обшито фанерой 16, обтянуто полотном, а затем окрашено. Полоз 21 лыжи сделан из ясеня и отлакирован нитролаком; полоз пропитывают составом, предохраняющим лыжу от примерзания во время стоянки. Лыжи

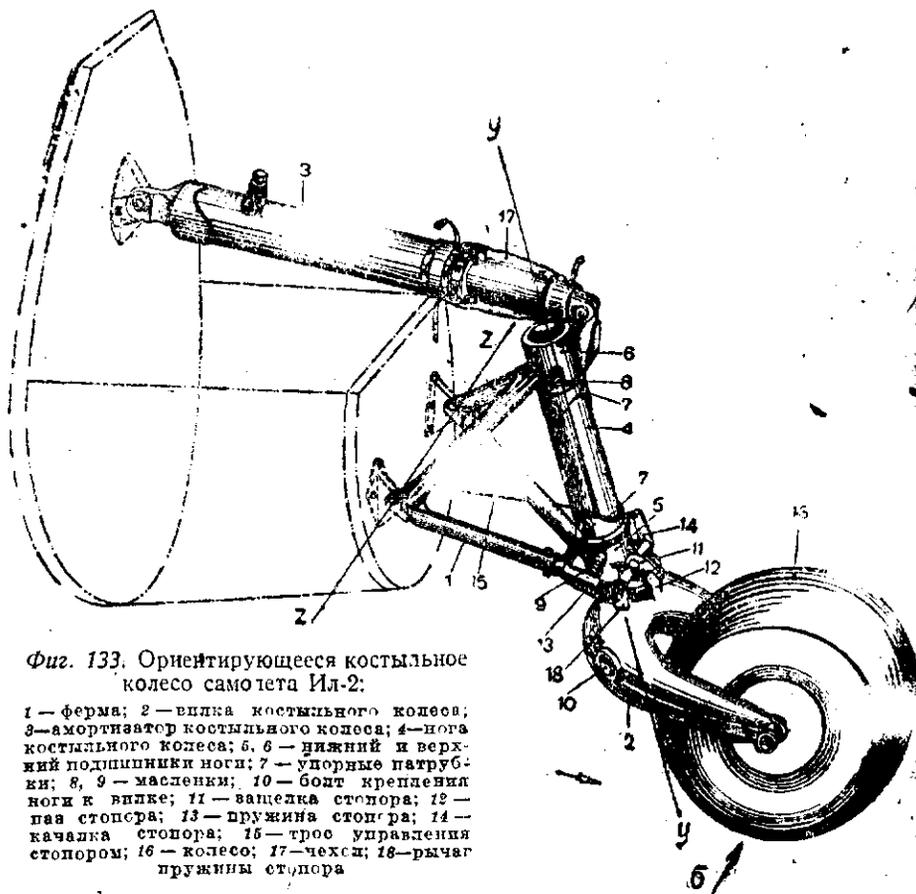
могут быть деревянные и металлические (первые дешевле и выгоднее).

Конструкция хвостовой лыжи 18 видна на фиг. 132, б. Она установлена на ось 2 костыльного колеса. Пружинный амортизатор 5 хвостовой лыжи удерживает ее в нужном положении, предохраняя переднюю часть лыжи от опускания.

В последнее время появляются самолеты с убирающимися (полностью или только частично) лыжами. Убирание лыж вызывает ряд конструктивных трудностей, обусловленных их большими размерами.

Костыльные установки

Костыльные установки в настоящее время встречаются в виде костыльных колес и в виде костылей. Те и другие являются амортизирующей опорой хвостовой части фюзеляжа, облегчающей управление самолетом при рулении. Костыль, кроме того, увеличивает торможение самолета после посадки.



Фиг. 133. Ориентирующееся костыльное колесо самолета Ил-2:

1 — ферма; 2 — вилка костыльного колеса; 3 — амортизатор костыльного колеса; 4 — нога костыльного колеса; 5, 6 — нижний и верхний подшипники ноги; 7 — упорные патрубки; 8, 9 — масленки; 10 — болт крепления ноги к вилке; 11 — защелка стопора; 12 — паз стопора; 13 — пружина стопора; 14 — качалка стопора; 15 — трос управления стопором; 16 — колесо; 17 — чехол; 18 — рычаг пружины стопора

Костыльные установки современных самолетов бывают ориентирующиеся и управляемые.

Ориентирующиеся костыльные установки могут вращаться вокруг двух осей z и y (фиг. 133). Вокруг поперечной оси z , являющейся в данном случае осью вращения фермы 1, костыльное колесо 16 вращается за счет прямого удара при посадке (по стрелке), сжимая при этом амортизатор 3. Вокруг оси y нога 4 костыльного колеса и связанная с ней вилка 2, несущая на оси колесо, вращаются в подшипниках 5 и 6 за счет бокового удара (по стрелке Б).

На многих современных самолетах ориентирующиеся костыльные колеса могут быть застопорены, тогда костыльное колесо становится не ориентирующимся, имеющим лишь одну ось вращения z . Костыли стопорят, для того чтобы обеспечить прямолинейное движение самолета во время взлета или посадки; при рулежке стопор освобождают, и тогда колесо может снова вращаться вокруг оси y .

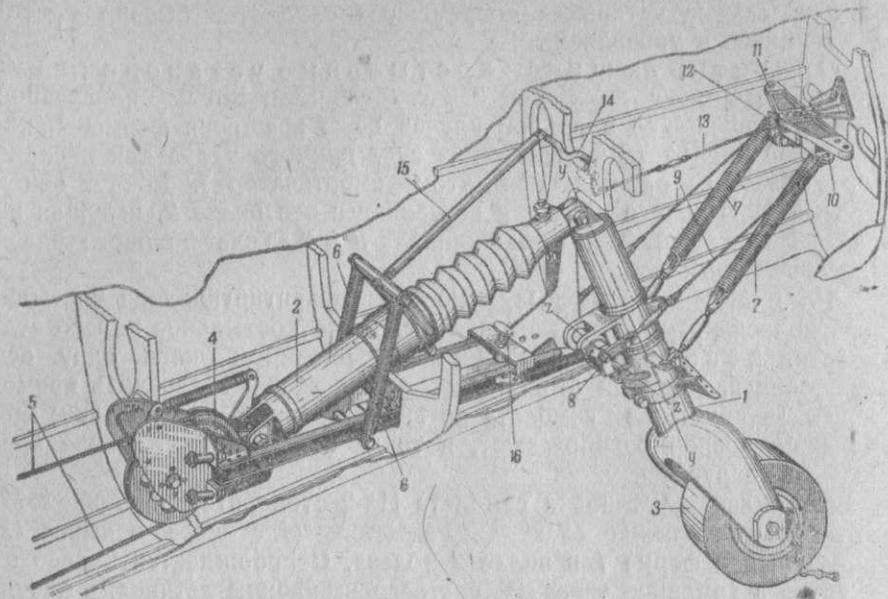
Костыльная установка самолета Ил-2 стопорится пружиной 13, которая через рычаг 18 вводит защелку 11 стопора в вырез 12, сделанный в ферме 1 и вилке 2 колеса. Освобождается колесо от стопора с помощью троса 15, идущего из кабины летчика, и качалки 14, выводящей защелку 11 из выреза 12.

Управляемые костыльные установки имеют такие же две оси вращения z и y и, кроме того, связаны с рулем поворота, отклоняясь вместе с ним. На фиг. 134 изображена управляемая костыльная установка, имеющая также и стопорное устройство 8. Стопорное устройство не дает колесу поворачиваться при отклонениях руля поворота, меньших 10° ; в этих пределах костыльное колесо является неориентирующимся. Связь с рулем поворота осуществляется двумя пружинами 7, играющими одновременно роль буфера, предохраняющего педали летчика и руль поворота от толчков костыля при рулежке самолета.

Амортизация костылей может быть резиновая (фиг. 135): шнуровая и пластинчатая и масляно-пневматическая (см. фиг. 132, 133 и 134).

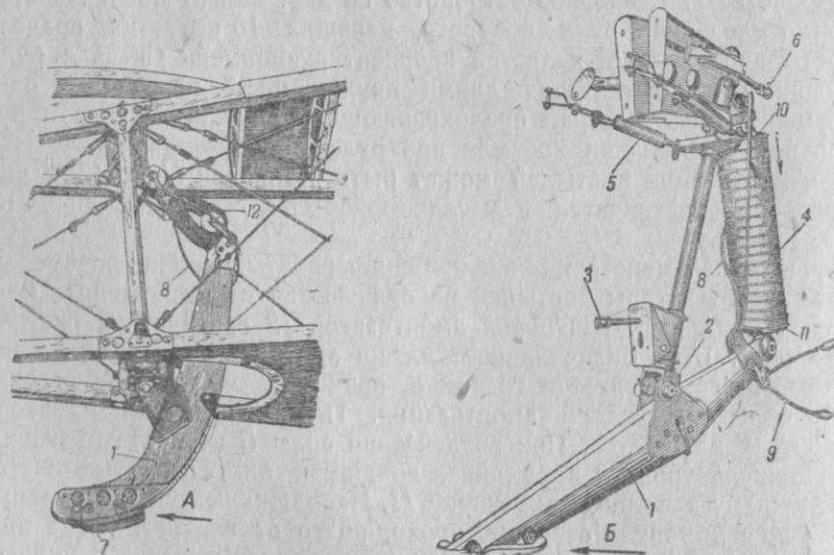
По своей конструкции и принципу работы масляно-пневматические амортизаторы костылей не отличаются от аналогичных амортизаторов шасси. Шнуровой амортизатор 12 работает на растяжение (фиг. 135). Величина растяжения амортизатора под действием силы А ограничивается тросом 8, принимающим на себя нагрузку при обрыве шнуровой амортизации. Пластинчатый амортизатор 4 работает на сжатие. При воздействии силы Б на костыль верхний подвижной упор 10 идет вниз, прижимая пластины амортизатора к нижнему неподвижному упору 11. Неподвижный упор 11 удерживается с помощью стержня, проходящего от верхнего ушка крепления амортизатора внутри амортизационного пакета к нижнему упору. Костыль связан с рулем поворота пружинами 5.

На костылях современных самолетов применяются многие усовершенствования, используемые для колес шасси; так, например, вместо костыля ставят колесо (фиг. 133 и 134), обычно баллонного



Фиг. 134. Управляемое костыльное колесо самолета МИГ-3:

1 — вилка; 2 — амортизатор; 3 — колесо; 4 — замок; 5 — тросы от замка к левой ноге шасси; 6 — пружины амортизатора; 7 — пружины к рулю поворота; 8 — створ колеса в линии полета; 9 — тросы от ступора к качалке руля поворота; 10 — рычаг качалки руля поворота; 11 — качалка руля поворота; 12 — замок рычага 10 и качалки; 11 — руля поворота; 13, 14, 15 — трос, тяга и качалка для отключения руля поворота от колеса после убирания костыльной стойки



Фиг. 135. Костыли с резиновой амортизацией: слева — шнуровой (самолет У-2) и справа — пластинчатой (самолет И-16):

1 — костыль; 2 — шкворень; 3, 6 — масленки; 4 — пластинчатый амортизатор; 5 — пружина к рулю поворота; 7 — съемная пятка костыля; 8 — предохранительный трос; 9 — трос, ограничивающий поворот костыля от нейтрального положения; 10 — верхний подвижной упор амортизационного пакета; 11 — нижний, неподвижный упор амортизатора; 12 — шнуровой амортизатор

типа, что делают только в том случае, когда шасси снабжено тормозными колесами. Костыльное колесо часто делают убирающимся в полете с помощью гидроподъемника 20 (фиг. 132) или тросов 5 (фиг. 134), идущими в данном случае к левой ноге шасси.

Колесо применяется для того, чтобы не портить поверхность аэродромов. Кроме того, пята костыля, особенно у тяжелых самолетов и на аэродромах с бетонированными дорожками, быстро изнашивается и требует частой замены. Костыли изготовляют из дерева или металла; металлические костыли встречаются чаще.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Для чего служат органы приземления?
2. Из чего состоят органы приземления?
3. Каким требованиям должны удовлетворять шасси?
4. Укажите основные элементы шасси и их назначение.
5. Назовите типы убирающихся шасси.
6. Из каких основных частей состоит осевое шасси? Чем оно характерно?
7. Из каких основных частей состоит полуосное шасси? Его преимущества по сравнению с цельноосным шасси.
8. Из каких основных частей состоит пирамидальное шасси? Какие преимущества оно имеет?
9. Назовите основные части консольного шасси. Чем оно выгодно?
10. Какой тип убирающихся шасси применяется сейчас наиболее широко?
11. В чем особенность крепления стержней шасси?
12. Для чего применяются убирающиеся шасси?
13. Как классифицируют убирающиеся шасси?
14. Как делятся убирающиеся шасси по конструкции стержней?
15. Как могут двигаться колеса убирающихся шасси во время их подъема? Расскажите об этом, пользуясь одной из фигур (105, 106, 107, 108, 109, 112).
16. Какие шасси называют трехколесными?
17. Поясните преимущества и недостатки трехколесных шасси.
18. Назовите способы подъема и выпуска шасси.
19. Как убираются шасси гидравлическим способом?
20. В чем недостаток подъема шасси пневматическим (механическим) способом?
21. Для чего служит сигнализация шасси?
22. Какое назначение амортизации шасси?
23. Назовите виды амортизации шасси.
24. Перечислите основные части амортизации шасси и объясните, как работает пластинчатая амортизация.
25. Объясните, как работает масляно-пневматическая амортизация.
26. Чем поглощается ударная нагрузка при работе масляно-пневматического амортизатора?
27. Для чего служат колеса шасси?
28. Расскажите конструкцию нетормозного колеса.
29. Для чего служат тормозные колеса?
30. Из каких частей состоит тормозное колесо? Как происходит торможение?
31. Какими способами можно привести в действие тормозные колеса? Какой способ на каких самолетах применяется?
32. Как делят колеса шасси по типу пневматиков?
33. Объясните отличия колес баллонного типа от обычных пневматиков.
34. В чем разница между тормозными колесами положительного и отрицательного серводействия?
35. Перечислите основные детали лыж.
36. Для чего служит костыльное колесо? Назовите типы костыльных установок и их особенности.

7. Винтомоторная группа

К винтомоторной группе (ВМГ) относят двигатель самолета с установленным на нем воздушным винтом, моторную раму, связывающую мотор с самолетом, капоты, системы питания, смазки и охлаждения двигателя и другие установки.

Основными агрегатами, движущими самолет в полете, являются мотор и винт; мотор дает мощность, которую винт преобразует в силу тяги, способную двигать самолет. Работа мотора во многом зависит от его винта, так как винт преобразует мощность двигателя, поэтому в теории самолетов их рассматривают не изолированно друг от друга, а как одно целое, в виде винтомоторной группы.

Рассмотрим конструкцию основных частей винтомоторной группы.

Моторная рама

Моторная рама предназначена для установки и закрепления мотора на самолете. Моторная рама должна удовлетворять следующим требованиям:

1) при небольшом весе рама должна быть настолько прочной, чтобы во всех положениях самолета выдержать приходящуюся на нее нагрузку и в то же время быть достаточно жесткой, чтобы не допускать больших деформаций;

2) конструкция рамы должна быть удобной в эксплуатации, позволяя легко ставить и снимать двигатель и любой его агрегат;

3) крепление рамы не должно допускать появления люфтов, которые могут вызвать тряску и разрушение не только рамы, но и всего самолета;

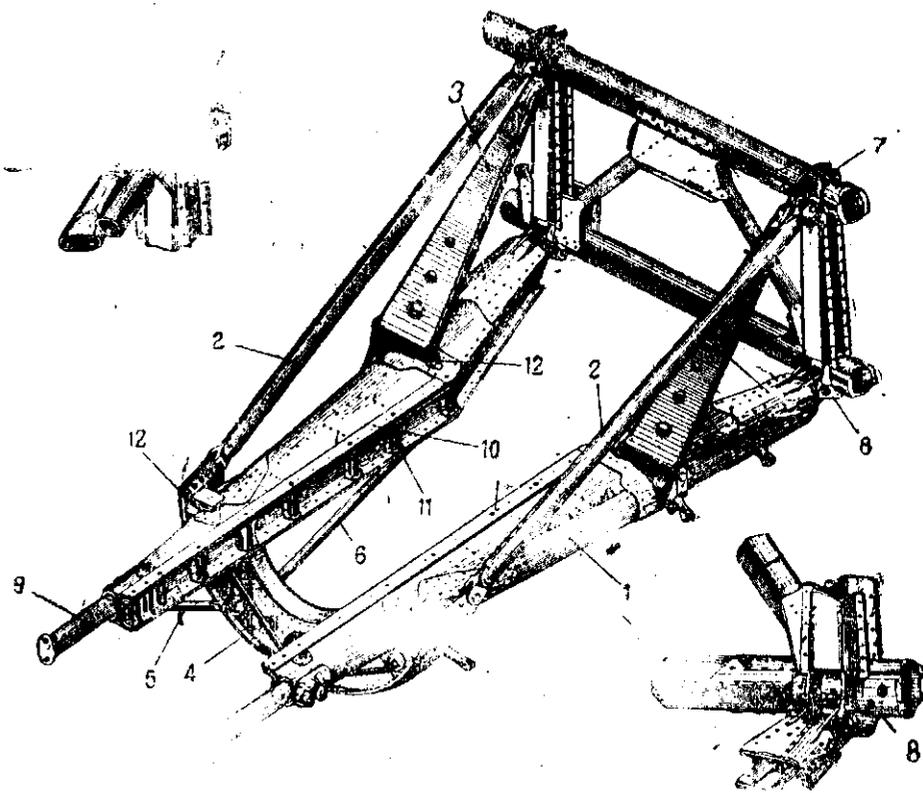
4) расположение на самолете рамы с двигателем и капотами должно быть аэродинамически наиболее выгодным, не должно нарушать плавных очертаний крыльев или фюзеляжа.

Для изготовления моторных рам применяют сталь и дуралюмин. Дерево для этой цели не применяется. Стальные элементы рам сваривают или соединяют болтами, дуралюминовые — склепывают.

В зависимости от типа моторов, моторные рамы изготавливают для установки на них рядных или звездообразных двигателей.

Моторная рама для рядного двигателя смешанной конструкции из дуралюмина и стали показана на фиг. 136. Основной ее частью являются две склепанные из дуралюмина подмоторные балки 1. В местах прохода болтов, крепящих двигатель к раме, поставлены распорные втулки 11, предохраняющие балку от смятия при затяжке болтов. Распорные втулки или диафрагмы, могут быть сделаны из стали или дуралюмина.

Подмоторные балки соединены кривым брусом 4, склепанным из дуралюминовых профилей; брус 4 связан с балками четырьмя подкосами 5 и 6. Посередине балок укреплены стальные узлы 12, к которым крепятся хромомолибденовые подкосы 2 (длинные) и 3 (короткие). Подкосы соединяют балки моторной рамы с верхним



Фиг. 136. Моторная рама смешанной конструкции (из дуралюмина и стали) для рядного двигателя (самолет СБ):

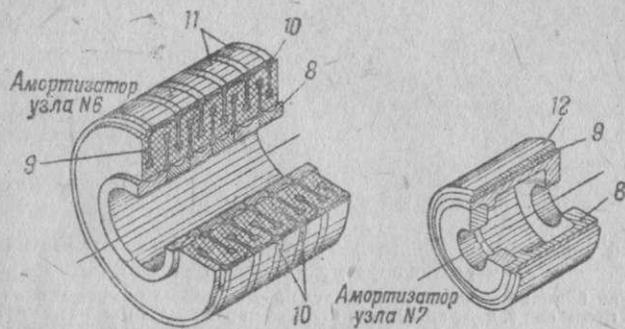
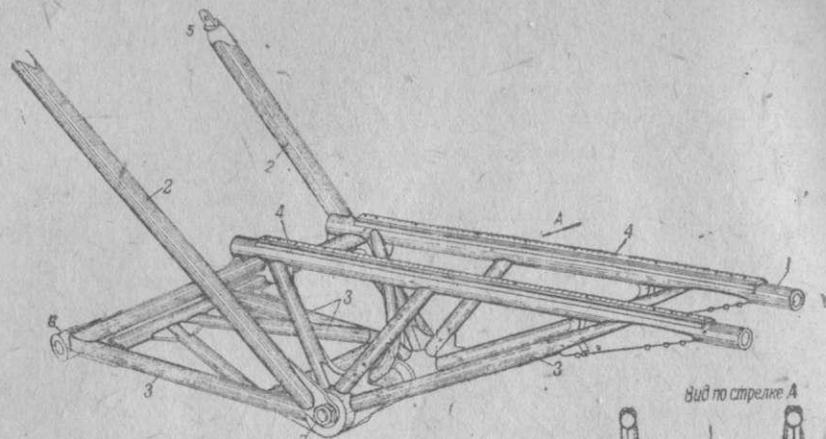
1 — подмоторная балка; 2 — длинные подкосы; 3 — короткие подкосы; 4 — кривой брус; 5, 6 — нижние подкосы; 7, 8 — узлы крепления к верхнему и нижнему поясам лонжеронов; 9 — клипсы для радиатора; 10 — фибровые прокладки; 11 — распорные втулки; 12 — узлы для подкосов

поясом лонжерона центроплана узлами 7; с нижним поясом лонжерона балки соединены узлами 8.

Стальная моторная рама для рядного мотора самолета Пе-2 показана на фиг. 137. Вся рама сварная, из хромансильевых труб. Подмоторные брусья 1 соединены фермой 3 и крепятся к центроплану съемными регулируемыми подкосами 2 в узлах 7 и к раме шасси узлами 6.

Особенностью данной моторной рамы является наличие амортизаторов в узлах 6 и 7. Амортизатор узла 6 состоит из резинового цилиндра 9, в вырезы которого заложены стальные кольца 10; между кольцами помещены распорные втулки 11. Амортизатор закладывают в отверстие узла 6, сквозь втулку 8 пропускают болт крепления и плотно затягивают его. Амортизатор узла 7 состоит из резиновой трубки 9, заключенной между стальными втулками 8 и 12.

Амортизаторы в узлах подвески моторной рамы предназначены для обеспечения эластичности крепления двигателя к центроплану

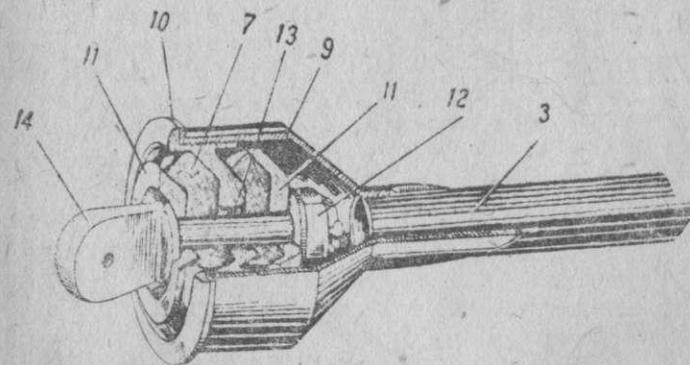
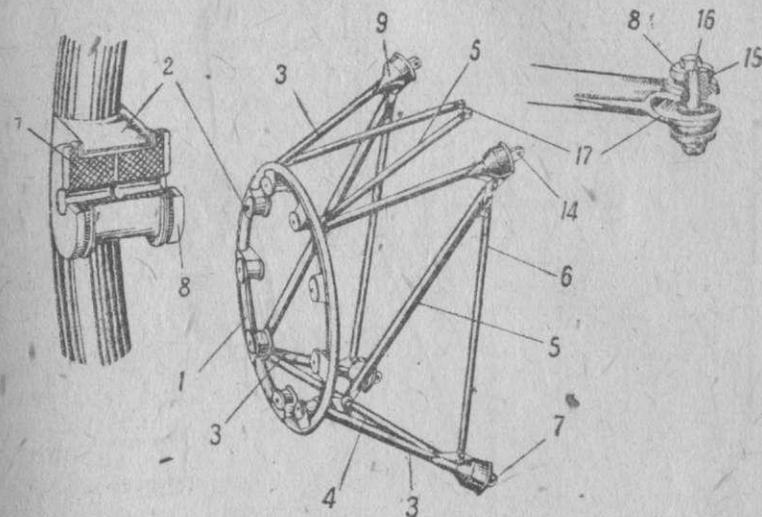


Фиг. 137. Стальная моторама для рядного двигателя (самолет Пе-9): 1 — подмоторные брусья; 2 — съемные регулируемые подкосы; 3 — ферма; 4 — фибровые прокладки; 5 — узел крепления к лонжерону центроплана; 6 — узел крепления к раме шасси; 7 — узел крепления съемного подкоса; 8 — втулка; 9 — резиновый амортизатор; 10 — кольцо; 11 — распорные втулки; 12 — наружная втулка

и для погашения вибраций, возникающих вследствие тряски мотора, неотрегулированности его, несбалансированности воздушного винта и других причин.

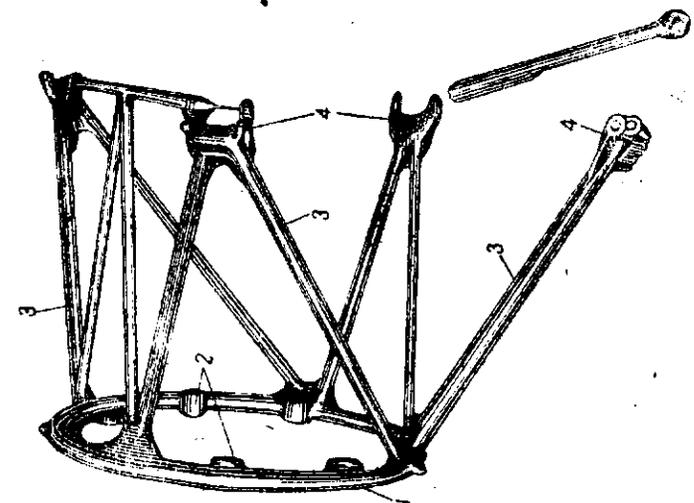
Моторные рамы для звездообразных двигателей применяются в большинстве случаев стальной конструкции; дуралюминовые рамы почти не применяются. На фиг. 138 показана стальная рама самолета И-153. Ее основная часть — стальное кольцо 1 с девятью бобышками 2 для болтов, крепящих двигатель. Кольцо 1 и система подкосов 3, 4, 5 и 6 образуют жесткую конструкцию, связанную ушковыми болтами 14 и вилками 17 с ушками на фюзеляже. Рама имеет амортизацию в бобышках 2 крепления двигателя и в узлах 14 и 17 крепления рамы к фюзеляжу.

Амортизатор в бобышках 2 состоит из двух резиновых шайб 7 и двух стальных шайб 8, передающих давление на всю поверхность резиновых шайб; в отверстия шайб проходят болты крепления мотора к раме. Эта амортизация поглощает в основном боковые колебания, параллельные размаху крыла.

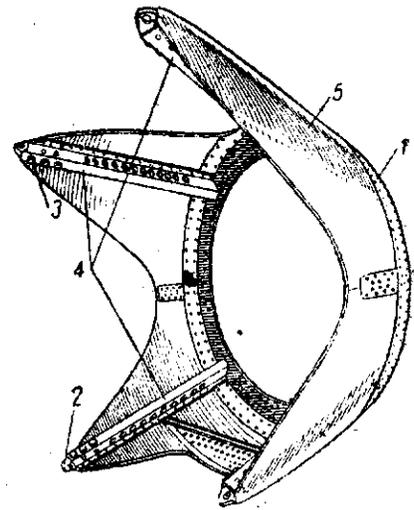
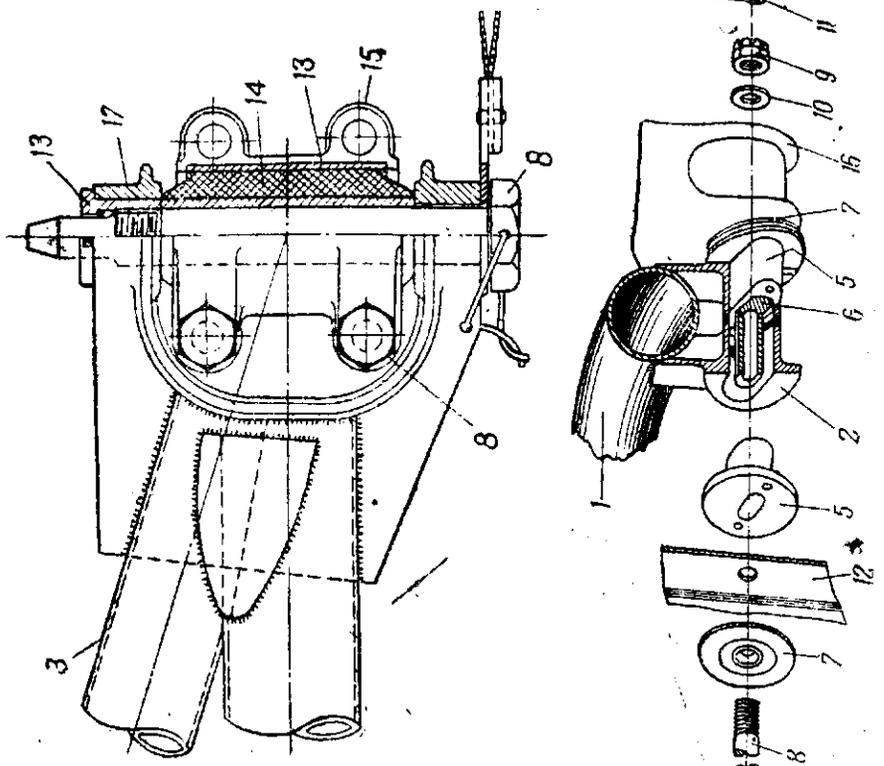


Фиг. 138. Стальная моторная рама для звездообразного двигателя (самолет И-153): 1 — кольцо рамы; 2 — бобышки; 3 — подкосы; 4 — диагональный раскос; 5 — съемные верхние и боковые подкосы; 6 — съемные стойки; 7 — резиновые шайбы; 8 — стальная шайба; 9 — стакан; 10 — втулка; 11 — стальные фасонные шайбы; 12 — затяжная гайка; 13 — резиновая прокладка; 14 — ушковый болт; 15 — резиновые втулки; 16 — болт; 17 — ушковая вилка

Амортизатор в узлах 14 и 17 состоит из двух резиновых шайб 7, стальных фасонных шайб 11 и втулки 10, стянутых на ушковом болте 14 гайкой 12. Этот амортизатор поглощает продольные колебания, приходящие от подкосов 3, и через втулку 10 передает их резиновым шайбам 7 и стальным шайбам 11; значительно уменьшенные таким путем колебания передаются через болт 14 на узел фюзеляжа.



Фиг. 139. Стальная моторная рама для звездообразного двигателя (самолет ПС-84):
 1 — кольцо; 2 — бобышка; 3 — подкос; 4 — узлы крепления рамы к центроплану; 5 — резиновые втулки; 6 — фасонная дюралюминиевая втулка; 7 — дюралюминиевая шайба; 8 — болт; 9 — шайба; 10 — шайба; 11 — стальной кольцо-клипса; 12 — стальная втулка; 13 — стальной болт; 14 — кольцо картера; 15 — полукомут; 16 — узлы картера; 17 — болт рамы.



Фиг. 140. Дюралюминиевая моторная рама для звездообразного двигателя:
 1 — кольцо; 2 — стальные узлы крепления рамы; 3 — болты; 4 — подкосы; 5 — листы дюралюмина.

Амортизация в узлах 17 верхних съёмных подкосов 5 представляет собой две резиновые втулки 15 и стальные шайбы 8, стянутые болтом 16. Такая амортизация позволяет воспринимать как продольные, так и поперечные колебания.

Стальная же моторная рама для звездообразного двигателя самолета ПС-84 показана на фиг. 139. Она отличается от описанной выше устройством амортизации.

Амортизация подвески мотора к бобышкам 2 моторной рамы состоит из двух овальных резиновых втулок 5, двух дюралюминиевых шайб 7, соединенных болтом 8 с картером 16 мотора. Болт 8 пропущен сквозь распорную фасонную дюралюминиевую втулку 6. Амортизатор воспринимает продольные колебания.

Амортизация в узлах 4 подвески моторной рамы к центроплану состоит из слоя резины 14, завулканизированного между двумя стальными втулками 13, стянутыми болтами 8, и полухомутов 15 моторной гондолы. Эта амортизация воспринимает боковые колебания от скручивающих усилий.

На фиг. 140 показаны детали дюралюминиевой рамы для звездообразного двигателя. Рама состоит из клепаного кольца 1, которое крепится к самолету стальными узлами 2, соединенными с клепаными подкосами 4 болтами 3. Листы 5 дюралюмина придают раме жесткость.

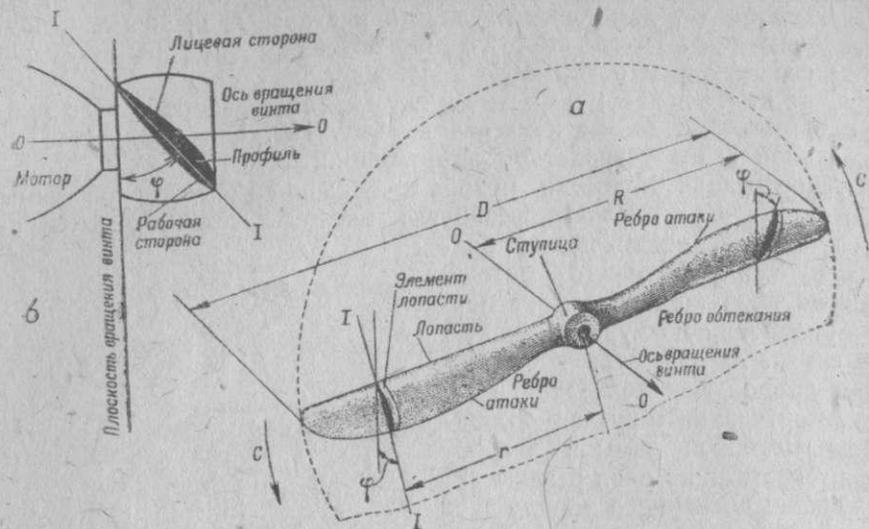
Эксплуатация звездообразных моторов, по сравнению с рядными обычно более затруднена, так как большая часть агрегатов двигателя находится на его задней крышке, в небольшом пространстве от кольца моторной рамы до противопожарной перегородки, изолирующей моторную установку от остальных частей самолета.

Воздушные винты (пропеллеры)

Назначение воздушного винта — преобразовать мощность двигателя в силу тяги, необходимую для движения самолета в воздухе.

Общий вид воздушного винта показан на фиг. 141, а. Винт вращается вокруг оси OO по направлению стрелок C .

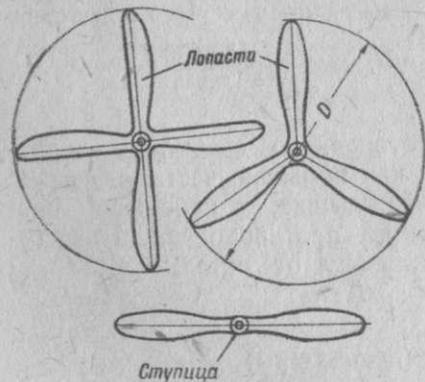
Центральная часть воздушного винта — ступица — служит для крепления винта с втулкой или валом двигателя. Лопаст



Фиг. 141. Основные элементы воздушного винта

имеющие в поперечном сечении профиль, аналогичный профилю крыла (фиг. 141, б), создают при вращении воздушного винта необходимое для полета усилие тяги.

Диаметром D винта называется расстояние между концами его лопастей. Длина одной лопасти (считая от оси вращения) называется радиусом R винта. Для винтов трехлопастных (фиг. 142) за диаметр винта принимают диаметр D круга, описываемого винтом при вращении, или двойной радиус его лопасти.



Фиг. 142. Классификация воздушных винтов по числу лопастей

Элементом лопасти называют часть винта, ограниченную по длине лопасти двумя, весьма близко расположенными, поперечными сечениями лопасти. Лопасть винта, как и крыло самолета, имеет переднюю, более толстую кромку, которая называется ребром атаки, и заднюю, более тонкую кромку — ребро обтекания. Передняя, более выпуклая, поверхность лопасти называется лицевой стороной или спинкой лопасти (она всегда обращена вперед по полету). Задняя, менее выпуклая, поверхность называется рабочей стороной лопасти.

Провернув винт на двигателе так, чтобы он занял горизонтальное положение, рассмотрим поперечное сечение винта 1—1

(фиг. 141, а), отстоящее от оси вращения OO на расстоянии $г$. Тогда мы увидим профиль и хорду лопасти винта (фиг. 141, б), аналогичные профилю и хорде крыла.

Лопастей винта закручены вдоль его длины так, что все элементы располагаются к плоскости вращения винта под разными углами, называемыми углами наклона или установок.

Углом установки φ элемента лопасти называется угол, образуемый хордой элемента лопасти и плоскостью, в которой вращается винт. Угол наклона φ у всех винтов уменьшается от ступицы к концам лопастей.

Классификация воздушных винтов. Признаками для классификации воздушных винтов служат: число лопастей; материал, из которого они изготовлены; направление вращения винта; расположение относительно двигателя; возможность изменять положение лопастей во втулке винта во время полета.

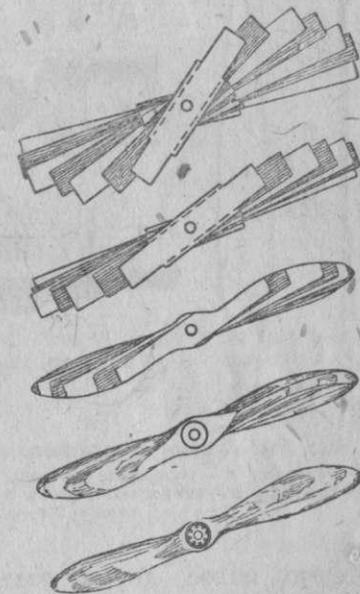
По числу лопастей воздушные винты подразделяются на двух-, трех- и четырехлопастные (фиг. 142). Это наиболее часто применяемые винты. Винты с числом лопастей более двух применяют в том случае, когда при большой мощности двигателя величина допустимого диаметра винта ограничена небольшой высотой шасси и близким расположением двигателей к фюзеляжу. Коэффициент полезного действия двухлопастных винтов выше, чем трех- и четырехлопастных.

По материалам изготовления воздушные винты подразделяются на деревянные и металлические.

Для деревянных воздушных винтов применяется древесина твердых пород: орех, красное дерево, ясень, дуб, бук, клен и др. Заготовка деревянного винта склеивается из нескольких досок и затем обрабатывается по шаблонам. Обработанный по шаблонам винт (фиг. 143) оклеивают полотном для предохранения винта от механических повреждений и атмосферных влияний. Ребро атаки и концы лопастей винта покрывают латунной оковкой.

Деревянные воздушные винты легко подвергаются атмосферным влияниям и сравнительно с металлическими менее прочны и быстрее изнашиваются (примерно через 300—400 час. работы), но они дешевле и легче металлических винтов.

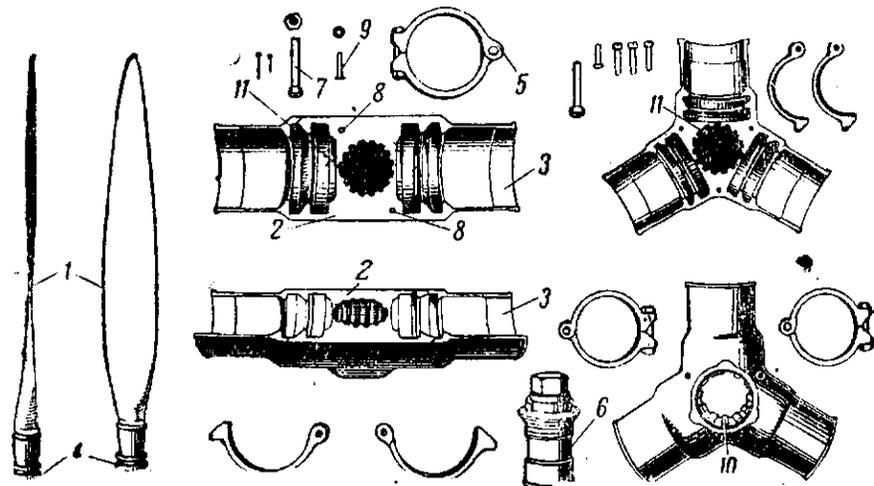
Металлические воздушные винты изготовляют из стали, дуралюмина или алюминия. Эти винты отличаются высокой проч-



Фиг. 143. Последовательность изготовления деревянных винтов

ностью, имеют большой срок службы (больше 500 час.) и весьма стойки против атмосферных влияний. У металлических винтов вследствие большей прочности стали и дуралюмина можно применять лопасти с тонкими профилями; поэтому металлические винты более выгодны, их коэффициент полезного действия выше, чем у деревянных винтов.

На фиг. 144 показан металлический винт в разобранном виде. Он состоит из двух лопастей 1 и соединяющей их втулки. Втулка состоит из двух половин 2 с заплечками 3 для кольцевых фланцев 4 на концевой части лопастей. Половины втулки соединены



Фиг. 144. Детали металлического воздушного винта фиксированного шага: 1 — лопасти; 2 — половины втулки; 3 — заплечки; 4 — концевые фланцы лопастей; 5 — хомуты; 6 — затяжная гайка; 7 — болты; 8 — направляющие шпильки; 9 — палец хомута; 10 — шлицы; 11 — широкая шлицы

в одно целое двумя разъемными хомутами 5, затянутыми болтами 7; втулка укрепляется на коленчатом валу с помощью шлиц 10 и затягивается затем зажимной гайкой 6; более широкая шлицы 11 позволяет монтировать винт на валу двигателя в определенном положении. Половины хомута соединяются пальцем 9. Для точного соединения половин втулки служат две направляющие шпильки 8.

Отвертывая болт 7 и освобождая этим лопасти, можно на земле изменить положение лопастей во втулке винта. Чтобы отметить положение лопастей во втулке, на лопастях и втулке нанесены специальные деления — риски и цифры.

Справа на фиг. 144 показана втулка металлического трехлопастного винта.

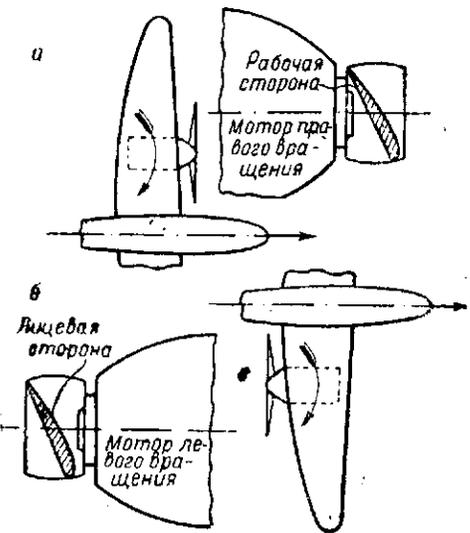
Недостаток металлических винтов заключается в большом весе и стоимости (по сравнению с деревянными) и подверженности коррозии.

По направлению вращения воздушные винты бывают правого и левого вращения. Чтобы определить направление враще-

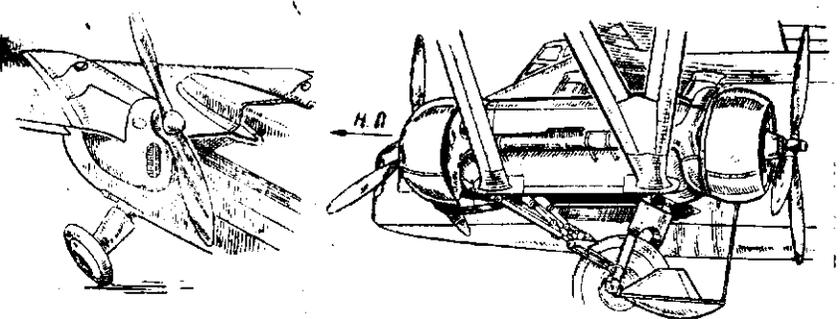
ния винта, надо сместить на смонтированный винт, став сзади самолета; винт, вращающийся по часовой стрелке, будет винтом правого вращения; винт, вращающийся против часовой стрелки, считается винтом левого вращения. В двигателях с редуктором направление вращения винта не всегда совпадает с направлением вращения коленчатого вала двигателя.

По расположению относительно двигателя воздушные винты могут быть тянущие и толкающие. Тянущим является воздушный винт, расположенный впереди двигателя; такой винт при своем вращении как бы тянет за собой вперед двигатель и самолет. Толкающим называется винт, установленный сзади двигателя; при своем вращении он как бы толкает двигатель и самолет вперед.

Для того чтобы направление силы тяги тянущего или толкающего винта совпадало с направлением полета, лицевая сторона винта всегда обращена вперед по полету, а рабочая сторона — назад. Поэтому у тянущего винта обращена к двигателю его рабочая сторона, а у толкающего винта — его лицевая сторона (фиг. 145).



Фиг. 145. Расположение тянущего (а) и толкающего (б) воздушных винтов правого вращения



Фиг. 146. Расположение воздушных винтов на самолете (слева — толкающий винт; справа — расположение винтов тандем)

На фиг. 146 видна установка толкающего винта (слева) и двух винтов, установленных тандем, один за другим: передний — тянущий, задний — толкающий.

По возможности изменять положение лопастей во втулке винта (и угол φ наклона лопастей) различают:

1. Воздушные винты, имеющие лопасти, которые в ступице нельзя повернуть ни на земле, ни в воздухе; сюда относятся деревянные винты и металлические воздушные винты, показанные на фиг. 144. Очевидно, угол наклона у таких винтов изменить нельзя.

2. Воздушные винты, имеющие лопасти, которые можно повернуть относительно втулки только на земле; угол наклона у таких винтов может быть изменен только на земле; такие винты называют винтами с изменяемым на земле шагом.

Указанные две группы воздушных винтов объединяют под одним названием — винты фиксированного шага (ВФШ), так как у них во время полета положение лопастей в ступице (следовательно, и угол наклона) изменить нельзя, — положение лопастей зафиксировано. В дальнейшем мы увидим, что от угла наклона лопастей зависит так называемый шаг винта — путь, который он должен пройти за один оборот. При постоянном угле наклона шаг винта изменяться не будет, поэтому такие винты и называют винтами фиксированного (неизменяемого) шага.

3. Воздушные винты, имеющие лопасти, которые можно повернуть относительно ступицы в полете или при работающем двигателе на земле; такие винты называют винтами изменяемого шага (ВИШ).

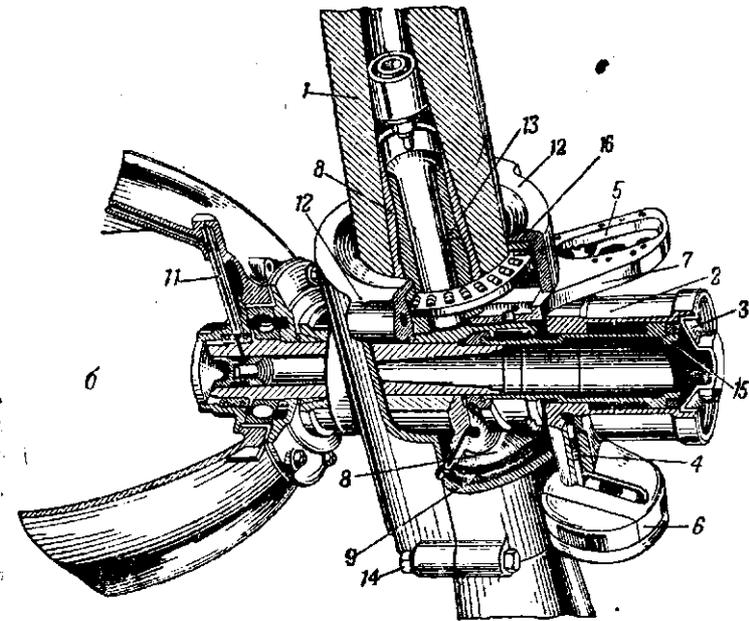
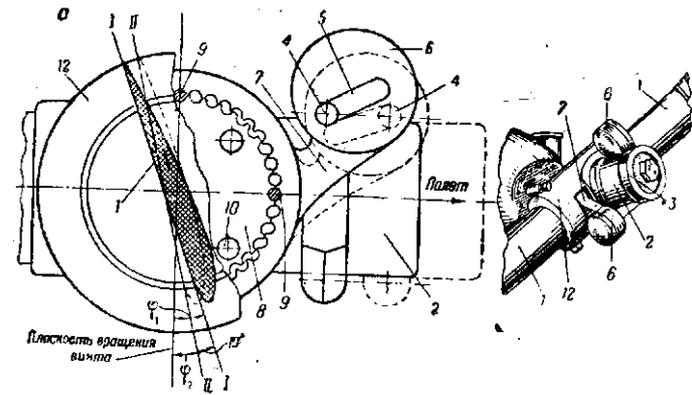
Изменяя положение лопастей относительно ступицы, получают новый угол наклона лопастей и новый шаг воздушного винта.

ВИШ-2. Воздушные винты с изменяемым шагом (ВИШ) по конструкции значительно сложнее винтов фиксированного шага (ВФШ).

На фиг. 147 даны общий вид и разрез одного из первых образцов воздушных винтов изменяемого шага — ВИШ-2. Лопасти этого винта можно устанавливать в двух положениях — с большим и малым углом наклона (положение I и II фиг. 147, а).

Поворот лопастей во втулке происходит гидроцентробежным способом следующим образом. Лопасть I устанавливается под меньшим углом наклона φ_2 в положение II под давлением масла, поступающего из системы смазки мотора по каналу 11 (фиг. 147, б). Из канала 11 масло поступает в подвижной цилиндр 2, выдвигая его вперед по полету. При этом болт 4, свернутый в тело цилиндра 2, скользит по дугообразной прорези 5 противовеса 6 и поворачивает его и кронштейн 7 противовеса вперед и вниз.

Кронштейн 7 жестко связан с втулкой 8 с помощью четырех шпилек 9; втулка 8, насаженная на крестовину 13, запрессована внутри комлевой части (основания) лопасти I и крепится в ней штифтами 10. Поэтому движение цилиндра 2, отклоняющее вперед противовес 6, повернет и связанную с кронштейном лопасть I, которая займет положение II. Это уменьшит угол наклона лопасти до значения φ_1 , а вместе с этим и шаг винта. Центробежные силы лопастей воспринимаются заплечиками 16 втулки 12 воздушного винта, состоящей из двух половин, соединенных болтами 14.



Фиг. 147. Общий вид и разрез ВИШ-2 с установкой лопастей в двух положениях.

1 — лопасть; 2 — подвижной цилиндр; 3 — крышка цилиндра; 4 — ведущий болт; 5 — прорезь; 6 — противовес; 7 — кронштейн противовеса; 8 — втулка, запрессованная в комлеву часть лопасти; 9 — шпилька, соединяющая кронштейн 7 с лопастью I; 10 — штифты; 11 — маслоподводящий канал; 12 — втулка винта; 13 — крестовина; 14 — стальные болты; 15 — неподвижный поршень; 16 — заплечики втулки

Сплошными линиями на фиг. 147, а показано положение деталей винта при большом угле наклона φ_1 (для горизонтального полета), пунктиром — при малом угле наклона φ_2 (для взлета, подъема или посадки). Диапазон углов поворота лопастей ($\varphi_1 - \varphi_2$) равен 10° . Увеличение угла наклона достигается действием центробежных сил противовесов 6 после перекрытия доступа масла из нагнета-

ющей магистрали двигателя в цилиндр 2 винта. Противовесы, двигаясь назад и вверх, переместят цилиндр 2 назад, а лопасть 1, с которой кронштейн 7 жестко связан, поставят в положение 1, под углом φ_1 к плоскости вращения винта. Недостаток ВИШ-2 заключается, во-первых, в малом диапазоне углов установки лопастей и, во-вторых, в том, что его лопасти нельзя установить в промежуточных положениях, между углами φ_1 и φ_2 .

Поэтому в настоящее время получили широкое распространение ВИШ с большим диапазоном $\varphi_1 - \varphi_2$, в пределах которого лопасти могут быть установлены в полете под любым углом установки. Самая установка лопастей в нужном положении производится автоматически, без участия летчика, с помощью специального регулятора постоянного числа оборотов винта. Такие воздушные винты называют ВИШ-автоматы.

ВИШ-автоматы благодаря наличию регулятора могут в определенных пределах сохранять постоянное число оборотов винта, автоматически изменяя шаг винта в зависимости от режима полета самолета и режима работы мотора. Примером такой конструкции является ВИШ-22.

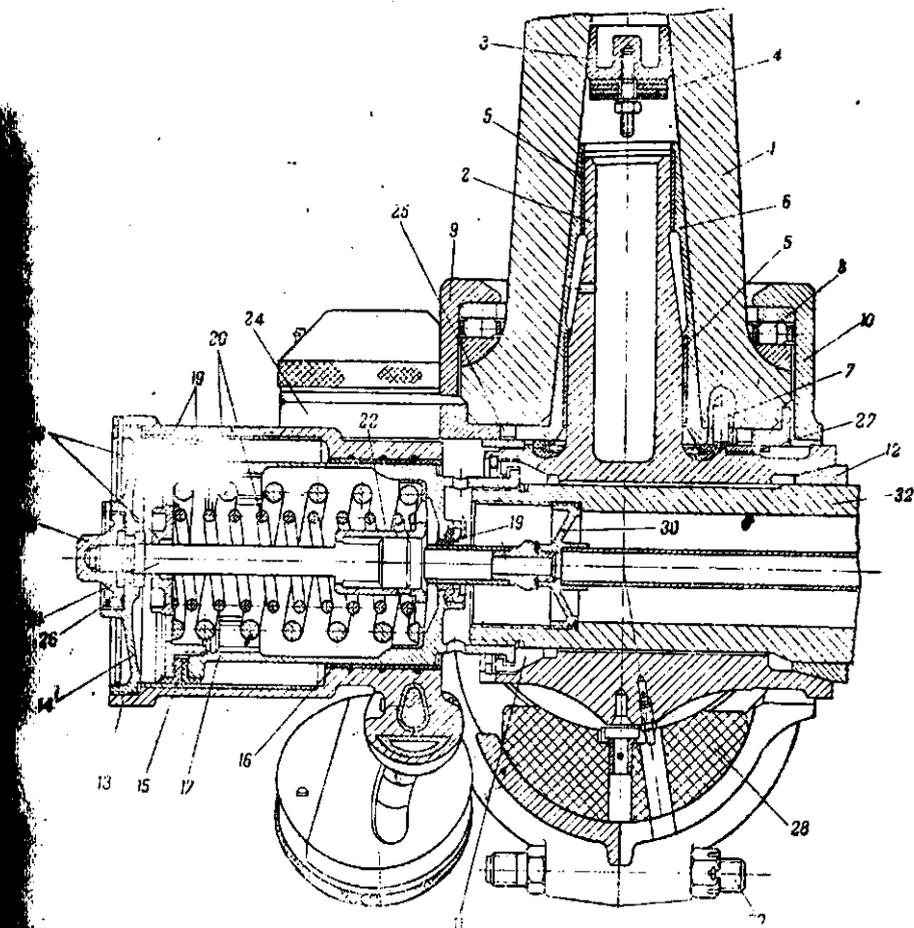
ВИШ-22. Конструкция ВИШ-22 представляет собой развитие конструкции ВИШ-2. Отличие ВИШ-22 от ВИШ-2 заключается в следующем:

- 1) увеличен диапазон углов отклонения лопастей ($\varphi_1 - \varphi_2$) до 20° , что достигнуто введением декомпрессора;
- 2) создана возможность установки лопасти в любом промежуточном положении в пределах указанного диапазона, что обеспечивается регулятором Р-2.

Декомпрессор состоит из двух пружин 20 (фиг. 148), натянутых между неподвижной крышкой 18 и подвижной тарелкой 22. Крышка 18 ввернута на резьбе в неподвижный поршень 17, который служит направляющей для цилиндра 13 и, кроме того, съемником винта с вала 32 двигателя. На переднем конце поршня укреплены уплотнительные кожаные манжеты 19; на заднем конце поршня имеется фланец, который входит в кольцевой вырез переднего стального конуса 11; при вывинчивании поршня из резьбы носка вала 32 поршень смещает вперед конус 11, обеспечивая, таким образом, демонтаж воздушного винта.

Тарелка 22 расположена на заднем конце штока 21 декомпрессора; передний конец штока соединен с крышкой 14 цилиндра, поэтому шток 21 и тарелка 22 перемещаются вместе с цилиндром 13. При движении цилиндра вперед тарелка 22 прижимает пружины 20 к неподвижной крышке 18. Когда пружины 20 разжимаются, они через тарелку 22 и шток 21 толкают цилиндр 13 назад, содействуя этим противовесу в увеличении углов наклона лопастей. Применение декомпрессора позволяет увеличить диапазон углов наклона до 20° , так как центробежных сил противовесов для этого недостаточно.

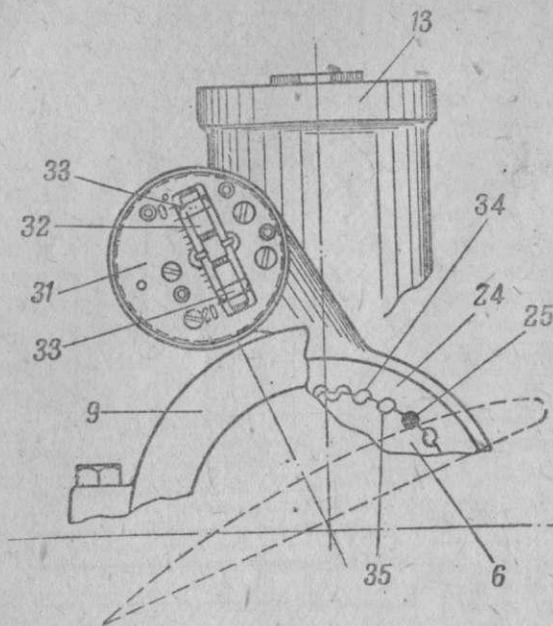
Регулировка углов установки лопастей производится с помощью стопорных штифтов 25 (фиг. 149) и регулировочных болтов 32. Изнутри на кронштейне 24 противовеса имеется тридцать шесть



Фиг. 148. Продольный разрез ВИШ-22:

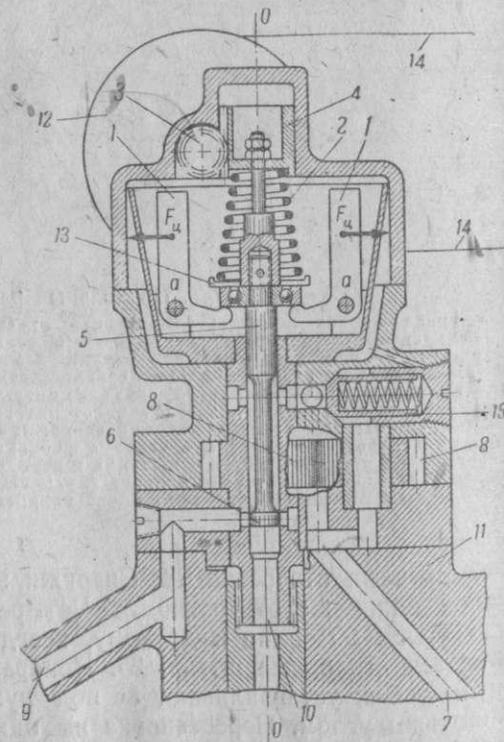
1 — дуралюминовая лопасть; 2 — стальная крестовина; 3 — дуралюминовая пробка; 4 — балластноролочные шайбы; 5 — бронзовые вкладыши; 6 — стальная втулка концы лопастей; 7 — штифт крепления втулки концы; 8 — упорный ролик (полшпин); 9, 10 — передний и задний половин стальной втулки; 11 — стальной передний конус; 12 — бронзовый задний конус; 13 — дуралюминовый подвижной цилиндр; 14 — крышка цилиндра; 15 — стальная гильза; 16 — текстильная втулка; 17 — стальной неподвижный поршень; 18 — крышка декомпрессора; 19 — кожаные манжеты; 20 — пружины декомпрессора; 21 — шток; 22 — тарелка штока; 23 — гайка; 24 — кронштейн противовеса; 25 — стопорный штифт кронштейна и втулки концы; 26 — катровое пружинное кольцо; 27 — регулировочные кольца; 28 — текстильная центрирующая бобышка; 29 — стальной болт; 30 — заглушка носка вала; 31 — противовес; 32 — вал двигателя.

полукруглых отверстий 34. Снаружи на фланце втулки 6 сделано сорок таких же отверстий 35. Четыре отверстия, расположенные под углом 90° одно к другому, всегда совпадают, и в них вставляются стопорные штыри 25. Поворачивая лопасть относительно кронштейна, устанавливают ее под нужным первоначальным установочным углом. Перестановка на одно отверстие изменяет угол установки на 1° . Диапазон углов наклона устанавливается регули-



Фиг. 149. Механизм регулировки углов установки ВИШ-22:

6 — втулка конья лопасти; 9 — передняя половина втулки; 13 — цилиндр; 24 — кронштейн противовеса; 25 — стопорный штифт кронштейна и втулки конья лопасти; 31 — противовес; 32 — регулировочный болт; 33 — регулировочные гайки; 34 — полукруглые отверстия кронштейна противовеса; 35 — полукруглые отверстия конья лопасти



Фиг. 150. Регулятор постоянных оборотов Р-2:

1 — центробежные грузики; 2 — пружина; 3 — червячная шестерня; 4 — стакан с червячной резьбой; 5 — золотник; 6 — поршень; 7 — канал от нагнетающей магистрали двигателя; 8 — шестерня помпы регулятора; 9 — канал к воздушному венту; 10 — канал в картер двигателя; 11 — корпус; 12 — ролик управления шестерней; 13 — тарелка пружины; 14 — тросы; 15 — редукционный клапан

ровочными гайками 33 и болтом 32 по шкале, нанесенной на торце кронштейна.

В остальной конструкции ВИШ-22 принципиальных отличий от ВИШ-2 не имеет.

Регулятор постоянных оборотов (РПО) Р-2 устанавливается на двигателе. Он состоит из корпуса 11 (фиг. 150), в котором помещаются две шестерни 8 помпы регулятора, повышающей давление масла, поступающего из нагнетающей магистрали двигателя, до 14—15 ат. В регуляторе имеется канал, в котором перемещается золотник 5 с поршнем 6 внизу и тарелкой 13 сверху. Сверху на тарелку нажимает пружина 2. Натяжение этой пружины регулируется стаканом 4 с червячной резьбой и шестерней 3. Шестерня соединена с сектором управления регулятором (расположенным в кабине летчика) тросами 14, пропущенными через ролик 12.

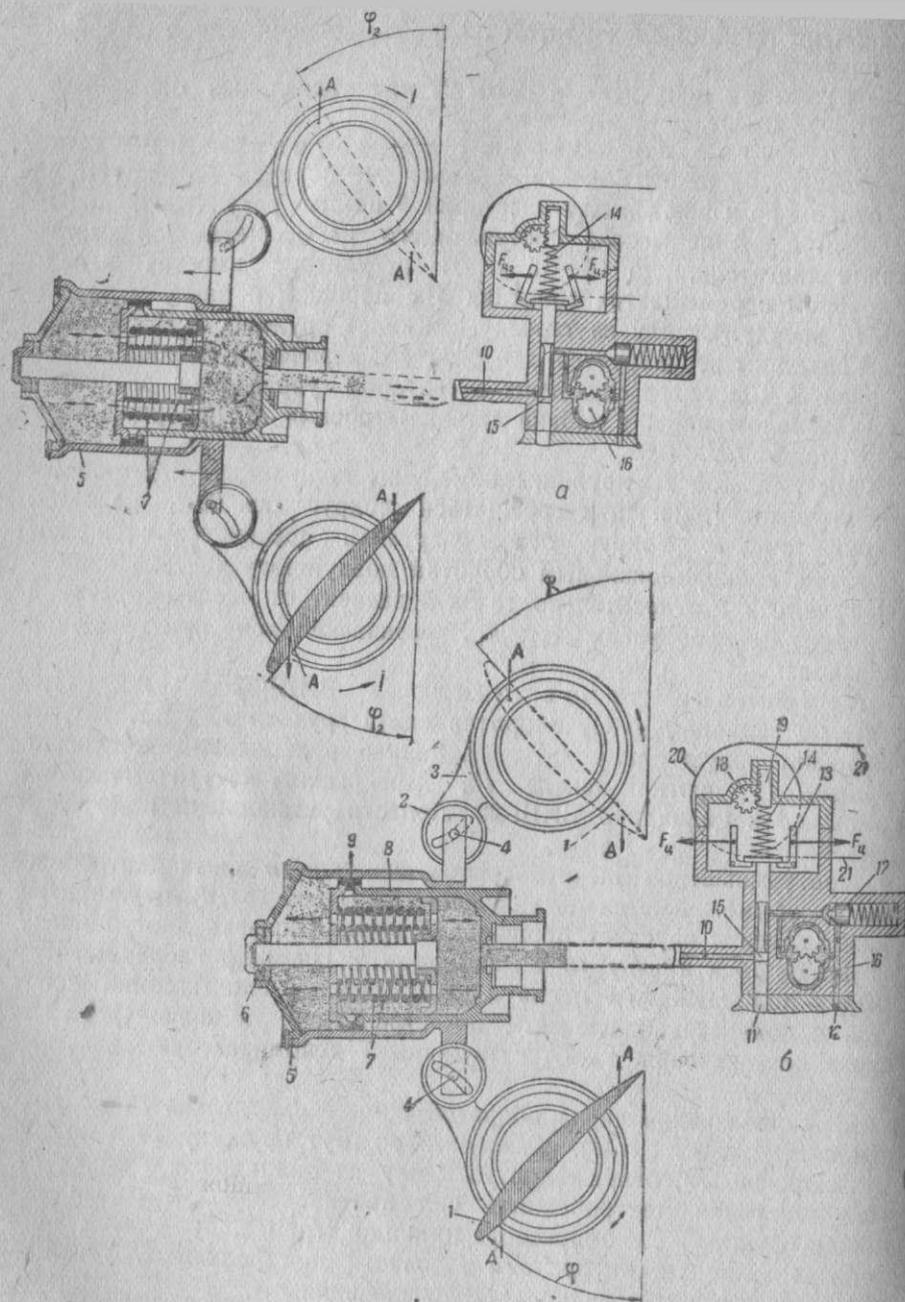
Под тарелкой 13 пружины помещены концы двух центробежных грузиков 1, могущих вращаться вокруг оси 00 и качаться вокруг точек *a*. Вокруг оси 00 грузики вращаются с числом оборотов, пропорциональным оборотам воздушного винта. Положение грузиков 1 относительно точек *a* зависит от числа оборотов и величины центробежных сил $F_{ц}$, развивающихся при вращении грузиков.

Изменение углов наклона ВИШ-22 с Р-2. При каком-то заданном числе оборотов винта грузики 13 (фиг. 151, б) развивают такую силу $F_{ц}$, что сила пружины 14 удерживает поршень 15 против канала 10, перекрывая доступ масла из помпы 16 в цилиндр 5 ВИШ-22. Лопасти установлены под углом наклона φ .

При уменьшении числа оборотов воздушного винта центробежные силы уменьшаются до значения $F_{ц2}$ (фиг. 151, а), пружина 14 разжимается и опускает поршень 15 вниз, открывая доступ маслу из помпы 16 к каналу 10 и цилиндру 5. Цилиндр перемещается вперед под давлением масла и центробежных сил A самих лопастей и поворачивает лопасти по стрелкам 1, уменьшая угол наклона от значения φ до φ_2 . Пружины 7 декомпрессора при этом сжимаются.

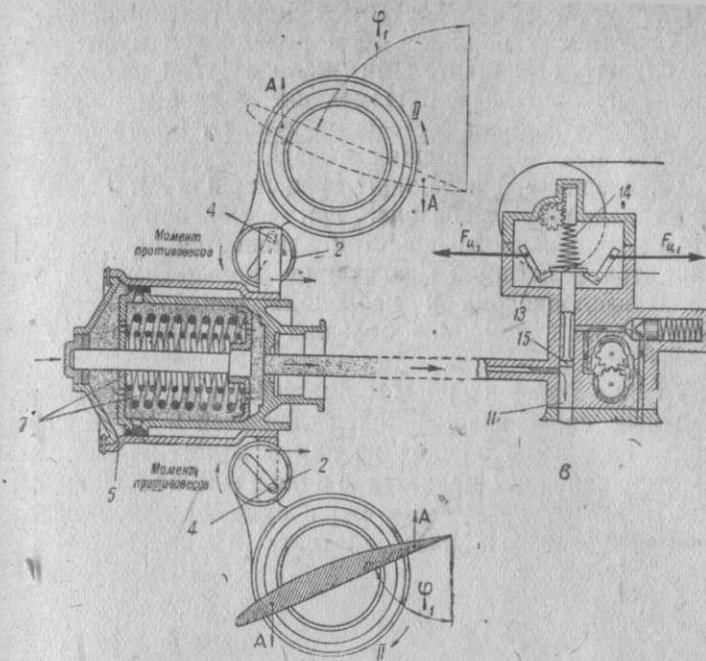
При увеличении числа оборотов силы $F_{ц}$ увеличатся до значения $F_{ц1}$ (фиг. 151, в), грузики 13 сожмут пружину 14 и поднимут поршень 15, открыв доступ маслу из цилиндра 5 в канал 11. Под действием центробежных сил противовесов 2 и разжимающих пружин 7 декомпрессора цилиндр перемещается назад и поворачивает ведущими болтами 4 лопасти по стрелкам 11, увеличивая этим угол наклона лопасти до значения φ_1 .

Поворот лопастей и изменение угла их наклона происходят в обоих случаях автоматически, — летчик устанавливает только нужное ему число оборотов изменением натяжения пружины 14 через червячную передачу 18 и 19, ролик 20 и тросы 21 (фиг. 151, б).



Фиг. 151. Схема работы ВИШ-22 с регулятором Р-2:

1 — лопасти винта; 2 — противовесы; 3 — хвостовики; 4 — ведущий болт; 5 — цилиндр; 6 — шток; 7 — пружины декомпрессора; 8 — поршень; 9 — утолщение; 10 — канал к цилиндру винта; 11 — канал в кварте двигателя; 12 — канал ст. вращающейся магистрали двигателя; 13 — центробежные грузики; 14 — пружина; 15 — поршень заслонки; 16 — помпа; 17 — редукционный клапан; 18 — червячная шестерня; 19 — стакан с червячной резьбой; 20 — ролик управления; 21 — тросик



ВИШ-61. Винт ВИШ-61 представляет собой винт-автомат и работает по такому же принципу, как и ВИШ-22; разница в их работе заключается в том, что углы наклона лопастей увеличиваются при давлении масла на подвижной поршень, а уменьшаются под действием центробежных сил самих лопастей, причем противовесов ВИШ-61 не имеет. Диапазон углов установки лопастей равен 35—38°.

Винт имеет три дуралюминовые лопасти 1 (фиг. 152 и 152а), соединенные стальной втулкой, состоящей из передней 2 и задней 3 половин, стянутых болтами 5. На валу двигателя воздушный винт укреплен затяжной гайкой 37.

В комлевую часть лопасти запрессована стальная втулка 8 конья лопасти, связанная с лопастью штифтом 9 и винтами 10. За одно целое с втулкой конья изготовлен палец 11 — поводок лопасти, на который надет бронзовый сухарь 12, укрепленный в ушке поводковой муфты 14 лопастей. Благодаря фиксаторам 15 поводковая муфта может перемещаться по продольным пазам ступицы 4 задней половины 3 втулки винта только вперед или назад по полету. Таким образом, при вращении лопасти 1 палец 11 заставит поводковую муфту скользить по ступице 4.

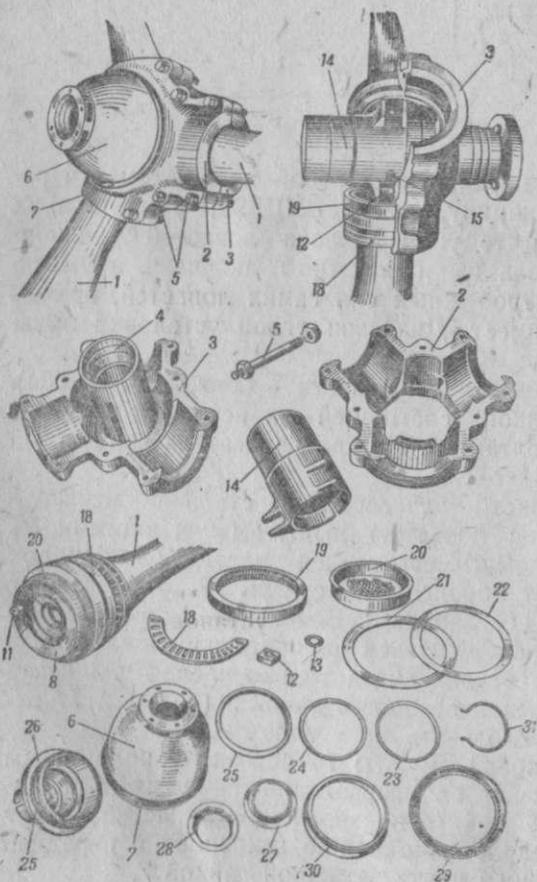
Передний конец поводковой муфты 14 связан с подвижным поршнем 26, который скользит по направляющей — маслоподводящей гильзе 32 вместе с муфтой 14 при вращении лопастей вокруг их продольной оси. Цилиндр 6 неподвижно закреплен в передней половине 2 втулки воздушного винта затяжной гайкой 7.

Начальный угол установки лопастей регулируется кольцами 23 и 24, находящимися между поршнем 26 и поводковой муфтой 14. Эти же кольца служат ограничителями малого угла наклона φ_2 лопастей при ходе поршня вперед. Изменение толщины колец 23 и 24 на диапазон углов наклона $\varphi_1 - \varphi_2$ не влияет. Большой угол наклона φ_1 лопастей при ходе поршня назад регулируется с помощью кольца 25, ввернутого в задний торец поршня 26. Толщина кольца влияет на величину диапазона: при изменении толщины кольца 25 на 1 мм угол наклона лопастей изменяется на 1° .

Масло подводится в цилиндр 6 винта по кольцевому каналу между трубкой 33 маслопровода и маслоподводящей гильзой 32. Уплотнение достигается с помощью больших кожаных манжет 29 и малых 27.

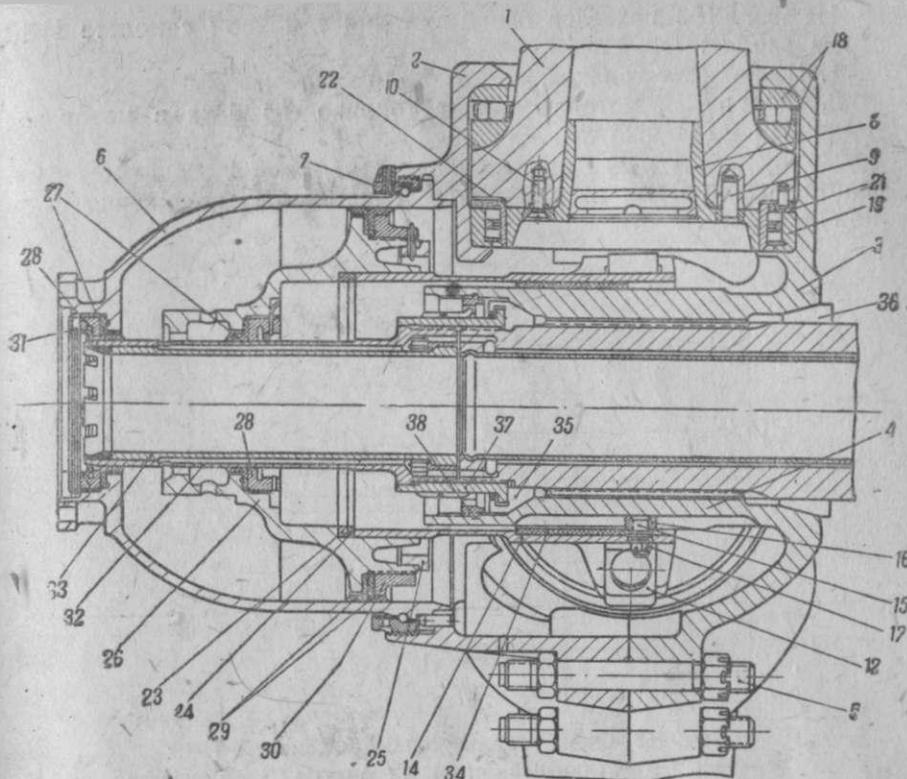
Подшипник 18 является опорным подшипником, воспринимающим центробежные силы вращающихся лопастей и изгиб лопасти от воздушных сил, возникающих на ней в полете.

Радиальный подшипник 19 является опорным подшипником, воспринимающим изгиб от воздушных сил и силы давления масла, которые поводок передает на лопасть винта.



Фиг. 152. Общий вид деталей ВИШ-61:

1 — лопасть; 2, 3 — передняя и задняя половины втулки; 4 — ступица; 5 — стяжные болты; 6 — неподвижный цилиндр; 7 — втяжная гайка цилиндра; 8 — втулка конуса лопастей; 9 — штифт; 10 — винт; 11 — палец втулки конуса; 12 — бронзовый сухарь пальца; 13 — контрольное кольцо сухаря; 14 — поводковая муфта лопастей с ушками для сухаря; 15 — фиксатор поводка; 16 — сухарь фиксатора; 17 — гайка фиксатора; 18 — разъемный роликовый подшипник; 19 — двухрядный радиальный роликовый подшипник; 20 — кольцо подшипника; 21 — регулировочное кольцо натяга лопастей; 22 — латуновая прокладка; 23 — регулировочное кольцо установки углов наклона лопастей; 24 — установочное кольцо начального малого угла наклона; 25 — ограничитель большого угла наклона; 26 — подвижной поршень; 27 — малые манжеты; 28 — втяжная гайка малых манжет; 29 — большие манжеты; 30 — втяжная гайка больших манжет; 31 — пружинное контрольное кольцо; 32 — маслоподводящая гильза; 33 — трубка маслопровода; 34 — телескопическая втулка; 35 — передний стальной конус; 36 — задний бронзовый конус; 37 — втяжная гайка винта; 38 — гайка-съемник.



Фиг. 152а. Продольный разрез ВИШ-61

Работа ВИШ-61 с регулятором подробно рассматривается ниже. Воздушные винты изменяемого в полете шага и ВИШ-автоматы имеют большие преимущества перед винтами фиксированного шага, так как они дают значительное улучшение основных летных данных самолета. Этим и объясняется широкое распространение этих винтов в настоящее время.

Система питания топливом

На всех самолетах, кроме рассмотренных выше частей винтовой моторной группы, имеются еще системы питания мотора горючим, системы охлаждения и смазки мотора, приспособления для управления мотором и его запуска, углекислотные установки и другое оборудование.

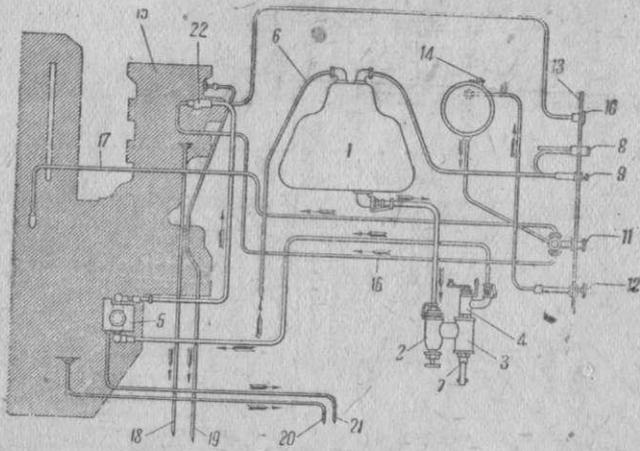
Система питания топливом предназначена для того, чтобы снабдить мотор необходимым для работы топливом.

Система питания топливом должна быть абсолютно надежной и обеспечивать подачу топлива в мотор не только при горизонтальном полете, но и при пикировании самолета под большими углами наклона к горизонту, при взлете и крутом подъеме, при длительном полете на больших высотах и во всех других случаях эксплуатации самолета.

На фиг. 153 показана схема питания топливом самолета И-16. В нее входят:

1. Бак 1 для топлива.
2. Помпа 5, которая подает топливо из бака в мотор под давлением 0,15—0,25 кг/см².

Помпу располагают обычно ниже бака, чтобы она всегда была залита горючим как на земле, так и при любом положении самолета в полете.



Фиг. 153. Схема питания топливом самолета И-16:

1 — бак; 2 — перекрывной кран; 3 — фильтр; 4 — пожарный кран; 5 — бензопомпа; 6 — дренажная трубка; 7 — сливной кран; 8 — бензиномер; 9 — насос бензиномера; 10 — манометр; 11 — трехходовый кран; 12 — заливной бак; 13 — манометр; 14 — прибор; 15 — заливной бак; 16 — карбюратор; 17 — труба для заливки помпы; 18 — заливочный трубопровод; 19 — слив из карбюратора; 20 — слив конденсированной воды; 21 — слив из комбинированного крана; 22 — слив из помпы; 23 — редуктор

3. Система трубопроводов, соединяющая отдельные части топливной системы между собой. Трубки изготовляются из красной меди или дуралюмина, диаметр их от 10 до 30 мм.

4. Перекрывной кран 2 для подачи топлива из бака 1 в помпу 5. Пользуясь краном 2, можно на земле слить топливо из всей системы или отключить бак в случае необходимости ремонтировать отдельные трубопроводы бензосистемы.

5. Пожарный кран 4, которым в случае пожара можно быстро прекратить подачу топлива в карбюратор 15. Пожарные краны могут быть расположены как до бензиновой помпы, так и после нее.

6. Фильтр 3, который служит для очистки топлива от механических примесей перед поступлением его в помпу и предохраняет помпу от преждевременного износа. Фильтр представляет собой обычно сетчатый цилиндр, через который топливо должно пройти перед тем, как попасть в помпу.

7. Ручной насос 12, который вместе с бачком 14, трехходовым краном 11 и трубопроводом 17 создает так называемую за-

ливочную магистраль, служащую для заливки легко испаряющегося пускового топлива непосредственно во всасывающие патрубки цилиндров мотора, минуя карбюратор. Заливочная магистраль обычно ничем не связана со всей системой питания топливом.

На данном самолете благодаря наличию крана 11 можно, пользуясь насосом 12, через трубопровод 16, заполнить топливом помпу, карбюратор и всю остальную систему до начала работы мотора (перед запуском).

8. Бензиномер 8 с насосом 9, показывающий количество топлива в баке.

9. Бензоманометр 10, показывающий давление бензина, созданное помпой. Обычно манометр бензина включают в систему непосредственно перед карбюратором, чтобы знать давление бензина, поступающего в карбюратор.

10. Дренажная трубка 6, которая сообщает бак с атмосферой, предотвращая этим создание разрежения над поверхностью горючего в баке. Кроме того, на ряде трубопроводов устанавливают трубки с краниками для отвода паров горючего и удаления газовых пробок из топливной магистрали.

11. Сливные трубки 18, 19, 20 и 21, которые служат для слива конденсата топлива и воды из карбюратора, помпы и комбинированного крана.

После открытия крана 2 топливо из бака поступает через фильтр 3 и пожарный кран 4 в помпу 5, которая через редуктор 22 подает топливо в карбюратор 15.

На современных истребителях устанавливают обычно по несколько баков, располагая их в фюзеляже, центроплане и консолях крыла. В этом случае топливо поступает в мотор непосредственно из фюзеляжного бака, который одновременно пополняется горючим за счет остальных баков.

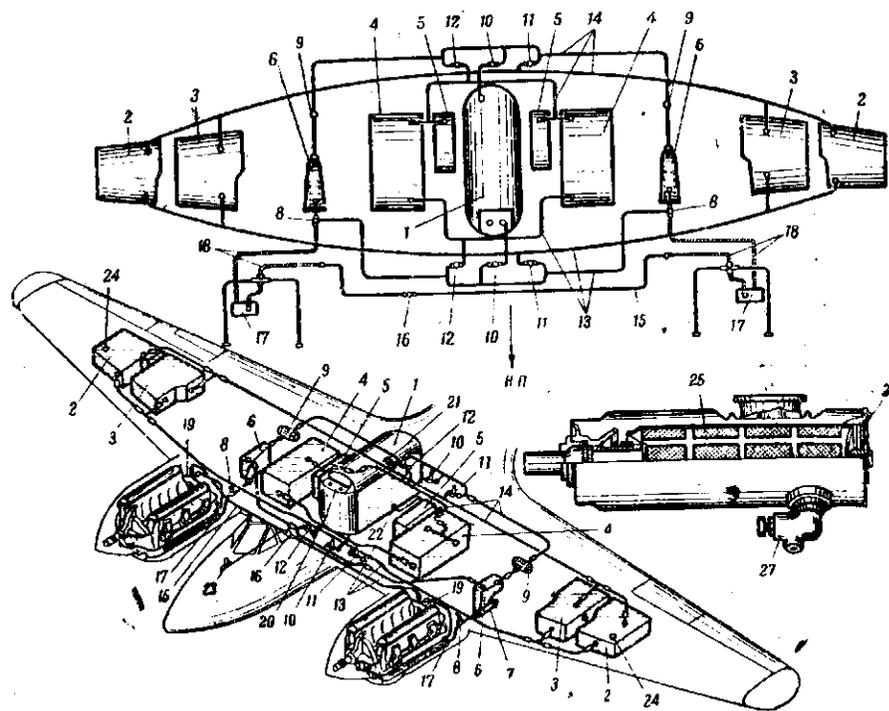
Чтобы не допустить переливания горючего из центрального питающего бака в крыльевые, на трубопроводах, соединяющих эти баки между собой, нередко устанавливают обратные клапаны, которые могут пропустить горючее только из крыльевых баков к питающему.

В бензобаках некоторых истребителей имеются специальные расходные карманы, откуда горючее по питающему трубопроводу поступает в мотор даже в случае крутого пикирования самолета, когда все горючее в остальной части бака переливается вперед.

На некоторых бипланах устанавливают в центроплане верхнего крыла дополнительные баки для излишков топлива, нагнетаемого помпой в мотор. Такой бак в случае отказа помпы обеспечивает на некоторое время питание мотора самотеком.

На фиг. 154 изображена более сложная схема питания топливом бомбардировщика Пе-2.

Эта система имеет большое количество баков, что вызывается, во-первых, необходимостью иметь большой запас горючего на по-



Фиг. 154. Схема питания топливом самолета Пе-2:

1 — фюзеляжный бак; 2, 3 — крыльевые баки; 4, 5 — центропланые баки; 6 — расходные бачки; 7 — бензофильтры; 8 — пожарные краны; 9 — горловины для заправки бензосистемы снизу; 10 — бензокраны бака 1; 11 — бензокраны баков 2 и 3; 12 — бензокраны баков 4 и 5; 13 — трубопроводы передней магистрали; 14 — трубопроводы задней магистрали; 15 — трубопровод кольцевания помп; 16 — кран кольцевания помп; 17 — бензопомпы; 18 — гибкие трубопроводы; 19 — коллектор карбюраторов мотора; 20 — заливной бачок; 21 — бензиномер; 22 — кран аварийного слива горючего на баке 1; 23 — сектор управления краном кольцевания; 24 — заливные горловины; 25 — латунная сетчатая фильтра; 26 — крышка фильтра; 27 — сливной кран фильтра

лет и, во-вторых, требованием живучести самолета в случае выхода из строя одного или нескольких баков.

В этом случае можно с помощью кранов 10, 11 и 12 отключить неисправный бак от остальной системы и продолжать полет, используя топливо исправных баков.

Питание моторов топливом происходит из двух расходных бачков в 6, которые в свою очередь непрерывно заполняются горючим из остальных баков системы.

Система трубопроводов на этом самолете имеет две магистрали питания мотором: переднюю 13 и заднюю 14, каждая из которых обеспечивает надежную подачу топлива при любом угле наклона траектории полета как вниз, так и вверх.

Кроме того, в системе имеется еще один дополнительный трубопровод 15, так называемый трубопровод кольцевания бензиновых помп.

В случае отказа в работе помпы одного из двигателей трубопровод 15 за счет второй, исправной, помпы обеспечивает подачу топлива в оба мотора.

Управление осуществляется краном 16 кольцевания помп из кабины пилота с помощью сектора 23 управления краном кольцевания.

От баков выводятся дренажные трубки, которые сведены в один общий дренажный коллектор, расположенный на фюзеляжном баке 1.

На фюзеляжном баке 1 имеется также аварийный кран 22, допускающий аварийный слив горючего, находящегося в баке. Управление аварийным краном осуществляется радиостом с помощью рычага аварийного слива. Конструкция позволяет в любой момент начать слив топлива и прекратить его.

Система смазки двигателя

Система питания смазкой предназначена для подачи к трущимся деталям мотора необходимого количества смазки. Кроме того, масло отбирает от деталей двигателя часть тепла, охлаждая их.

Система смазки, показанная на фиг. 155, состоит из двух баков 1, соединенных трубкой 3, перекрывного крана 4, сетчатого фильтра 5 и пластинчатого фильтра Куно 7, помпы 6, воздушно-масляного радиатора 8, аэротермометра и манометра масла Н, помещенных в общем корпусе. Циркуляция масла показана стрелками.

Масло из правого бака А через перекрывной кран 4 подходит к сетчатому фильтру 5, очищается первый раз и попадает затем в помпу 6. Помпа нагнетает масло через пластинчатый фильтр Куно 7 внутрь мотора. Пройдя внутреннюю систему смазки мотора, масло выходит из него (у штуцера 9 аэротермометра), поступает в воздушно-масляный радиатор 8, охлаждается здесь и поступает в левый бак, являющийся как бы пеногасителем. Отсюда масло по трубке 3 снова поступает в правый бак.

Описанный путь масла создает так называемую внешнюю систему смазки.

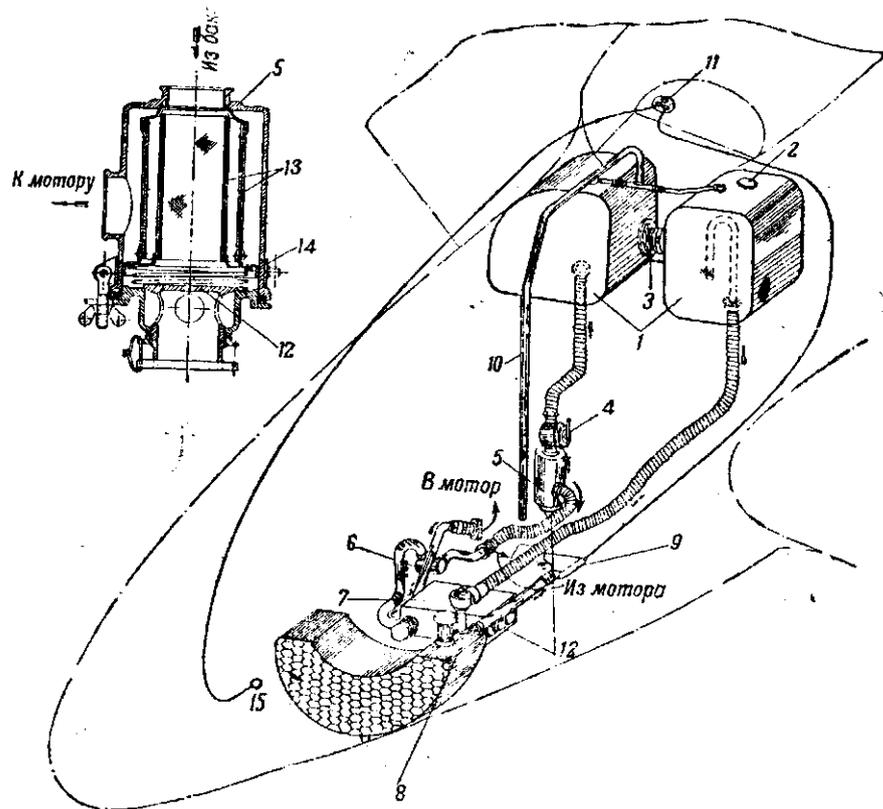
Системы смазки одномоторных и двухмоторных самолетов принципиальных отличий обычно не имеют, так как каждый двигатель двухмоторных самолетов имеет свою, изолированную от других, систему питания смазкой.

Система смазки отличается большей прочностью, чем топливная, так как здесь значительно выше давление. Так же как и для топливной системы, для системы смазки необходима полная герметичность, так как утечка масла грозит аварией мотора.

Баки для масла размещают вблизи мотора. Для сохранения температуры масла при полетах в зимнее время баки и трубопроводы покрывают теплоизолирующим материалом: сукном, войлоком или асбестовым картоном.

В маслобаках пикирующих бомбардировщиков иногда устраивают глухой отсек-карман, откуда масло не выливается и поступает в двигатель при любом наклоне самолета во время пикирования.

В маслобаках устанавливают так называемые пеногасители, предназначенные для очистки вспененного масла, поступа-



Фиг. 155. Схема питания смазкой самолета ЛАГГ-3:

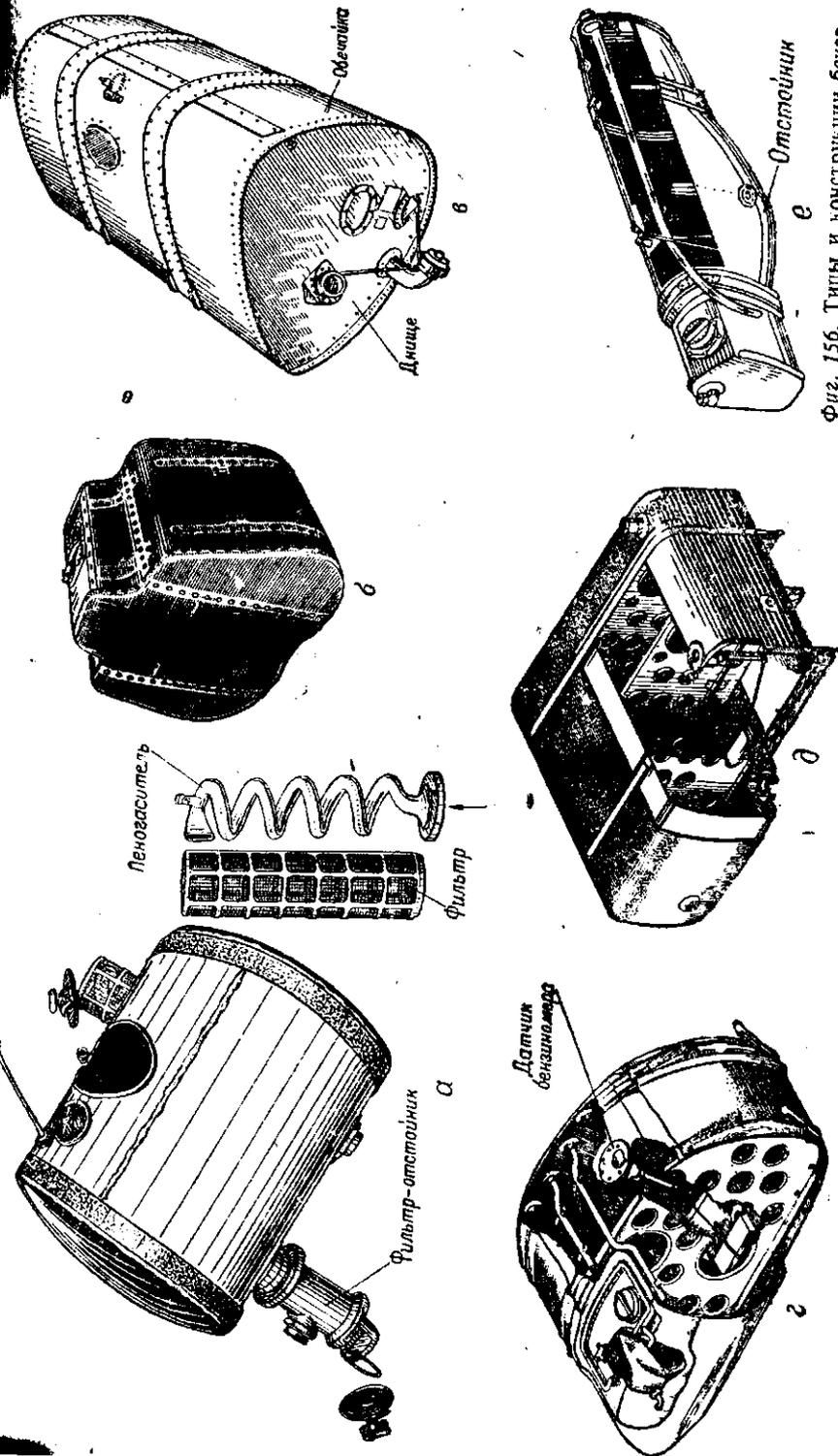
1 — баки; 2 — заливная горюевина; 3 — соединительная трубка; 4 — перекрытый край; 5 — сетчатый фильтр; 6 — помпа; 7 — фильтр Купса; 8 — воздушно-масляный радиатр; 9 — штуцер аэр терм метра; 10 — дренажная трубка; 11 — аррестер метр и ман метр масла; 12 — сливной край; 13 — сетка фильтра; 14 — пружина фильтра; 15 — приемник ман метра масла

ющего из мотора в бак, от пузырьков газа. Пеногаситель, показанный на фиг. 156, *a*, представляет собой центробежный спиральный очиститель масла. Больше распространены пеногасители в виде полого цилиндра с сеткой, установленные в маслобаках; в цилиндр введен изогнутый конец обратного маслопровода, по которому масло поступает из мотора. Иногда в маслобаке устанавливают широкий наклонный лоток, по которому разливается масло, освобождаясь таким путем от пузырьков газа.

Для замера количества масла в маслобаках устанавливают зонды с рисками.

Для охлаждения нагретого масла, вышедшего из мотора, применяют воздушно-масляные и реже водо-масляные радиаторы. Последнее объясняется тем, что в случае порчи сот водо-масляного радиатора возможно попадание воды в масло.

На радиаторах масла устанавливают термостат — автоматический клапан, который в начале работы мотора не пропускает



Фиг. 156. Типы и конструкции баков

холодное масло через соты (во избежание повреждения сот) и открывает проход масла через соты только после нагрева масла до определенной температуры.

Воздушно-масляные радиаторы располагают в специальных тоннелях с воздушной заслонкой, позволяющей регулировать степень охлаждения масла.

Маслобаки и радиаторы крепят к кронштейнам хомутами или подвешивают на стальных лентах, чтобы не допустить вибраций, в результате которых появляются трещины и течь масла из бака или радиатора.

Перекрывной кран масляной системы предназначается для того, чтобы перекрыть систему и не допустить перетекания масла из бака в картер при неработающем двигателе.

Перекрывные краны масломагистрали нередко соединяют с управлением зажигания мотора, для того чтобы нельзя было запустить мотор до тех пор, пока не открыт доступ масла из бака в мотор. Иногда маслоскран связывают с пожарным краном; тогда горючее может попасть в цилиндры мотора только в том случае, если к его трущимся деталям обеспечен доступ смазки.

Кроме перекрывных кранов в маслосистемах применяют еще шунтовые краны. Пользуясь шунтовым краном, можно пускать холодное масло в начале работы двигателя в обход радиатора и через соты радиатора, когда масло нагреется.

Масляные фильтры должны тщательно очищать смазку, поступающую ко всем трущимся деталям двигателя от всяких механических примесей. Нередко в маслосистеме устанавливают по два фильтра. Фильтры должны быть легко доступны для съемки и осмотра.

Температура масла, выходящего из мотора, замеряется термометром, установленным на трубопроводе непосредственно после выхода масла из мотора. Иногда замеряют температуру масла, входящего в мотор; в этом случае приемник термометра устанавливают перед маслопомпой.

Манометр, замеряющий давление масла, является важным контрольным прибором, за которым во время запуска двигателя необходимо внимательно следить. Отсутствие показаний на манометре масла — признак отсутствия масла в двигателе, вследствие чего мотор приходится немедленно выключать. Манометр масла приключают к нагнетающему каналу маслопомпы или к каналу, по которому протекает масло, смазавшее переднюю шейку коленчатого вала мотора. Так как помпа подает смазку от задней шейки вала в двигатель постепенно падает, то более рационально включать приемник манометра масла в передней части двигателя.

Дренажные трубки маслобаков выводятся за капот мотора, или в полость картера мотора, что уменьшает потери масла.

Для трубопроводов маслосистемы применяют сталь, медь и дуралюмин; в настоящее время широко используют гибкие трубопроводы особой конструкции — суперфлексы. Обратные трубопро-

воды, по которым движется вспенившееся масло из мотора в бак, имеют больший диаметр, чем трубопровод из бака.

Сливные краны, установленные на масломагистрали, имеют особенное значение в зимних условиях, когда во избежание замерзания должно быть ежедневно слито масло из всех точек маслосистемы. Поэтому сливные краны располагают во всех самых низких точках системы питания маслом. Краны изготовляют из латуни или алюминия.

Баки (фиг. 156, а, б, в, г и д), являющиеся составной частью системы питания топливом и смазкой, обычно склепывают из листов дуралюмина и реже из оцинкованного железа. В настоящее время встречаются сварные баки из листовой нержавеющей стали, более легкие, чем дуралюминовые, и более удобные в производстве. Внутри баков устраиваются тонкие перегородки с вырезами в них для сообщения жидкости; перегородки увеличивают жесткость баков; для этой же цели служат стрингеры, рифты и зиги, укрепляющие обечайку и днища баков.

В нижней части баков имеются отстойники, куда собираются частицы грязи, попадающие в горючее и смазку вследствие коррозии баков и трубопроводов, разьедания дюритовых шлангов и т. д. На отстойнике имеется кран для слива отстоя.

На военных самолетах, для защиты баков от пробивания пулями или осколками, баки протектируют. Протектированный бак представляет собой обычный бак, покрытый снаружи несколькими слоями различным образом обработанной резины. В случае попадания пули в бак отдельные слои резины (мягкая часть оболочки бака) погашают скорость пули и предохраняют стенки бака от разворачивания; часть оболочки бака, состоящая из слоев набухающей резины, увеличивается в своем объеме под действием попавшего на нее топлива и затягивает отверстие, в которое прошла пуля, препятствуя таким образом утечке горючего.

Форма баков может быть самой разнообразной в зависимости от их месторасположения на самолете. Емкость баков изменяется в пределах от 1,5—2 л (заливные бачки для пускового топлива) до 1500—2000 л.

Система охлаждения двигателя

Система охлаждения двигателя служит для охлаждения нагретых деталей двигателя и поддержания их температуры в допустимых пределах.

Система охлаждения мотора может быть жидкостной или воздушной, причем и в жидкостной системе охлаждающая жидкость охлаждается воздухом.

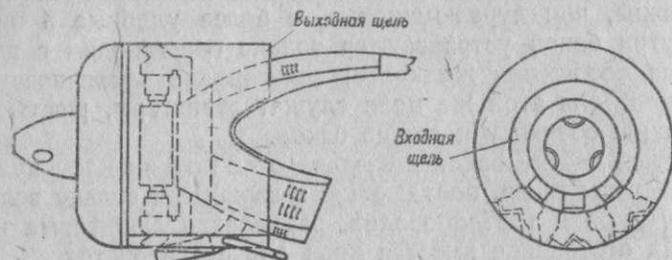
Для жидкостного охлаждения применяют чаще всего воду; реже охлаждают двигатель высококипящими или низкотемпературными жидкостями. В качестве высококипящей жидкости применяют этиленгликоль, в качестве низкотемпературной жидкости антифриз — смесь этиленгликоля с водой в различных пропорциях.

Воздушное охлаждение применяется как для звездообразных, так и для рядных двигателей. Воздушное охлаждение

звездообразных двигателей достигается за счет большого числа тонких ребер, отлитых заодно с головкой цилиндра воздушного охлаждения.

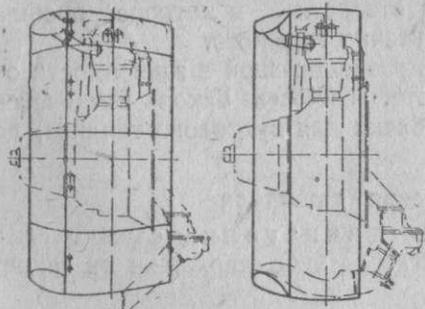
Двигатель закрывают специальным дуралюминовым капотом, который улучшает обтекание воздухом мотора, повышая этим летные качества самолета, улучшает охлаждение мотора и, кроме того, позволяет регулировать степень его охлаждения. Для звездообразных моторов применяют капоты НАСА, кольца Тауненда и капоты Уоттера.

Капот НАСА (фиг. 157) состоит из двух частей: передней, закрывающей мотор, и задней, создающей плавный переход от



Фиг. 157. Схематический разрез капота НАСА

мотора к крылу или фюзеляжу. Капот НАСА длиннее и массивнее, чем кольцо Тауненда (фиг. 158), но его сопротивление меньше. Выходную (заднюю) щель капота НАСА делают регулируемой в полете при помощи особых подвижных щитков, изменяющих количество воздуха, проходящего через капот, и, следовательно, степень охлаждения двигателя. Переднее входное сечение капота НАСА обычно сплошное, открытое.

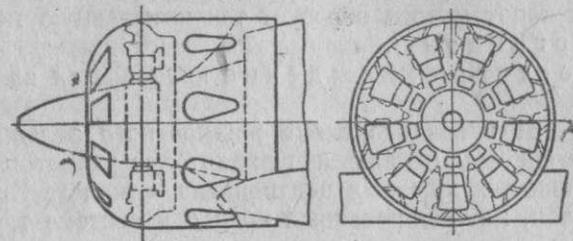


Фиг. 158. Схематический разрез кольца Тауненда

В зимних условиях, когда необходимо подогреть мотор или сохранить подольше его температуру, капоты с открытой щелью невыгодны. Поэтому сейчас нередко применяют кольцевые капоты, не имеющие сплошной передней входной щели (фиг. 159). В передней части такого капота вырезают окна и их закрывают специальными подвижными шторками. Такие капоты называют капотами Уоттера. Лобовые щитки, или жалюзи, используют для регулировки температуры двигателя на земле, а щитки в задней щели — в полете.

Внутри капотов обычно применяют специальной формы пластины — дефлекторы, которые направляют струю воздуха на наиболее нагретые части цилиндров и таким образом улучшают охлаждение двигателя, делая его более равномерным.

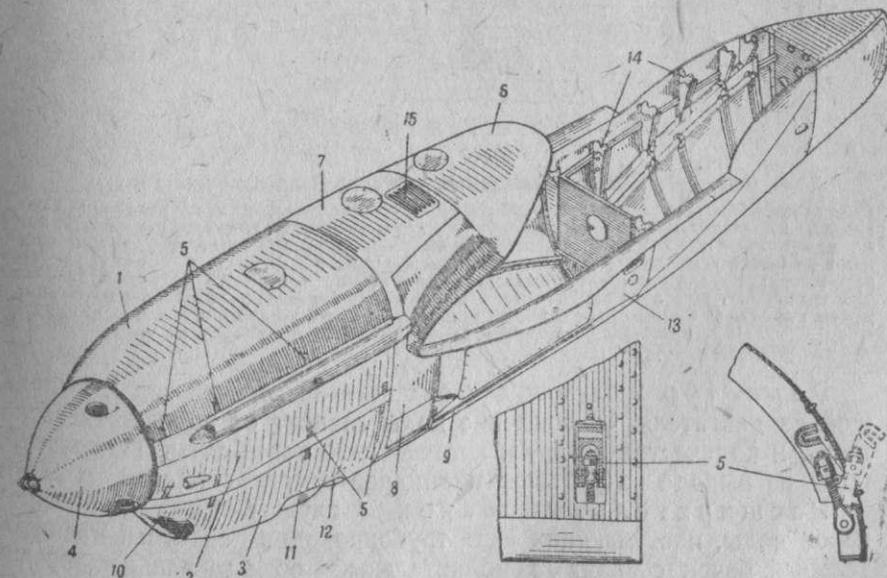
Капоты и их крепление к моторной раме должны быть достаточно прочны, так как воздух, проходящий внутри капота, стремится разорвать его стенки и сорвать капот с узлов крепления. В то же время крепление капотов должно быть легко съемным, чтобы облегчить эксплуатацию двигателя.



Фиг. 159. Схематический разрез капота Уоттера

С той же целью — уменьшить сопротивление двигателя в полете и улучшить его охлаждение — устанавливают капоты и над двигателями жидкостного охлаждения (фиг. 160). Этот капот состоит из нескольких крышек 1, 2, 3, 7, 8 и 9, изготовленных из листов дуралюмина, которым придана аэродинамически выгодная форма. Крышки капота сделаны легко съемными на специальных замках 5.

Воздух поступает в такой капот через входной тоннель 10, проходит через установленный здесь воздушно-масляный радиатор,



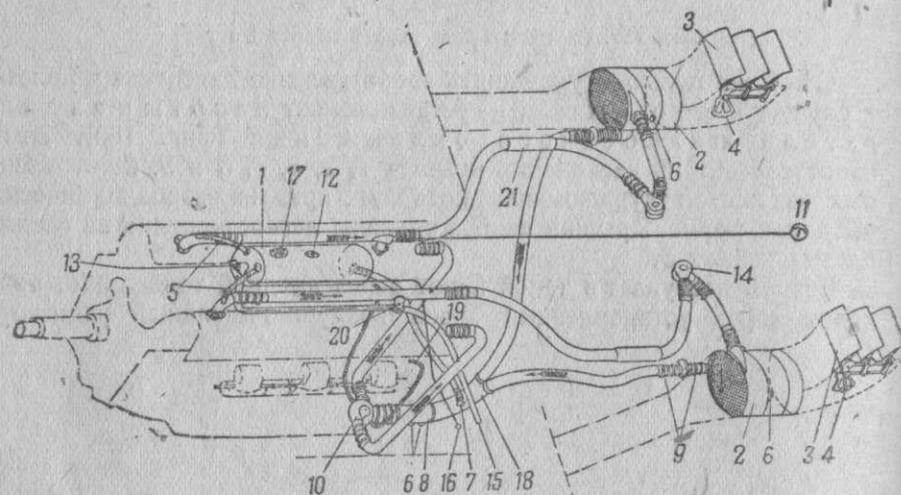
Фиг. 160. Капот мотора двигателя с жидкостным охлаждением самолета Пе-2: 1, 2, 3 — передние крышки капота; 4 — кок винта; 5 — стяжные замки капота; 6 — заплата; 7, 8, 9 — задние крышки капота; 10 — постоянный тоннельный вход воздуха; 11 — нижняя управляемая крышка; 12 — дефлектор; 13 — обтекатель шасси; 14 — узлы крепления обтекателя; 15 — жабры

охлаждает масло и выходит через щель, регулируемую нижней управляемой заслонкой — крышкой 11. Когда заслонка 11 закрыта, она плотно прилегает к дефлектору 12. Дефлектор уменьшает сопротивление воздуха, вышедшего из тоннеля после охлаждения радиатора. В задней части 13 капота располагается колесо убранного шасси.

В целом капот мотора образует так называемую моторную гондолу (мотогондолу).

Жидкостное охлаждение применяется на рядных двигателях.

На фиг. 161 приведена схема жидкостного охлаждения двигателя. В эту систему охлаждения входят два радиатора 2, установленные в тоннелях крыла и центроплана самолета Пе-2, расширительный бачок, комбинированный кран 8 и система трубопроводов.



Фиг. 161. Схема охлаждения двигателей на самолете Пе-2:

1 — расширительный бачок; 2 — радиаторы; 3 — заслонки для регулировки выхода воздуха из тоннеля; 4 — механизм электростанционного управления заслонками; 5 — дренажные трубки; 6 — сливные краны; 7 — компенсирующая труба для отвода воды из бачка в помпу; 8 — комбинированный кран; 9 — дюрит; 10 — помпа; 11 — аэротермометр; 12 — заливная горловина; 13 — дренажный кран; 14 — патрубок; 15 — сливная труба; 16 — ручка дренажного крана; 17 — автоматический клапан двойного действия; 18 — четверник; 19 — гибкий шланг для слива воды из рубашек цилиндров; 20 — кронштейн для трубы; 21 — дюритовая прокладка на трубе.

Радиатор 2 служит для охлаждения горячей воды, выходящей из двигателя. Охлаждение воды зависит от положения заслонки 3 и количества воздуха, проходящего через соты. Температуру воды на выходе из рубашек цилиндров замеряет термометр 11.

Расширительный бачок 1 служит для конденсации паров воды, поступающих из трубопроводов системы. Расширительный бачок создает дополнительный объем для расширения воды вследствие нагрева в начале полета; вода из расширительного бачка пополняет ее расход в системе вследствие испарения; кроме того, через расширительный бачок обычно заполняют водой систему охлаждения.

Комбинированный кран 8 дает возможность заливать снизу систему всдой из автозаправщика, слить воду из всей системы и прогреть систему охлаждения в зимнее время.

Вода циркулирует в системе следующим образом: из радиаторов 2 она поступает через комбинированный кран 8 в помпу 10, откуда под давлением нагнетается в зарубашечные пространства блоков мотора. Охладив мотор, вода по верхним трубам через патрубки 14 поступает в радиатор, охлаждается там и снова поступает в систему.

Испарившиеся частицы воды поступают по трубкам 5 в расширительный бачок 1, конденсируются в нем и по трубке 7 сливаются в помпу. По трубкам 19 вода из зарубашечного пространства поступает к помпе.

Жидкостные системы охлаждения делятся на два типа: открытые и закрытые.

Открытые системы охлаждения применяются на самолетах, не предназначенных для полетов на больших высотах. Такая система охлаждения связана с атмосферой и должна не допустить образования паров в системе охлаждения и отвести пары воды, устранив из магистрали воздушные пробки, ухудшающие циркуляцию воды в системе и охлаждение двигателя.

Вследствие сообщения с атмосферой в открытой системе неизбежны большие потери воды на испарение, причем чем больше высота полета, тем больше потери воды на испарение. Это объясняется тем, что температура кипения воды зависит от атмосферного давления: чем оно ниже, тем раньше начинает закипать вода. Так, на высоте 7 000 м вода кипит при 76° С, на высоте 10 000 м при 66° С, т. е. при рабочих температурах двигателя. Чтобы избежать потерь воды на испарение, применяют закрытые системы охлаждения.

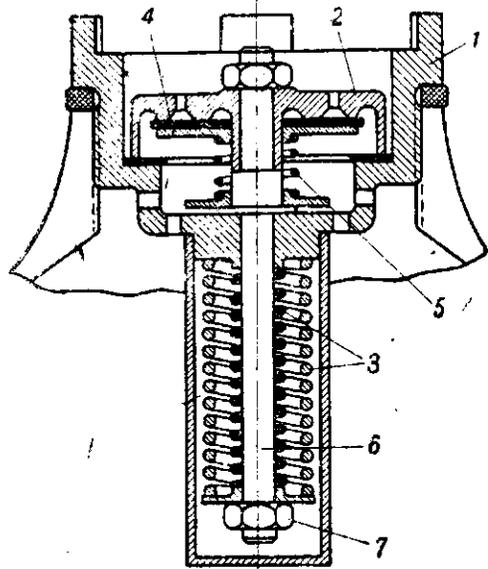
Закрытые системы охлаждения применяют на самолетах, совершающих высотные полеты, когда вода может закипеть ранее чем при 100°. Чтобы не допустить такого преждевременного закипания, систему охлаждения изолируют от атмосферного давления специальным автоматическим клапаном, поддерживающим в системе определенное повышенное давление.

Система охлаждения самолета Пе-2 является герметично закрытой, работающей под некоторым избыточным давлением.

Давление в системе автоматически регулируется клапаном 17 двойного действия (фиг. 161), установленным на расширительном бачке.

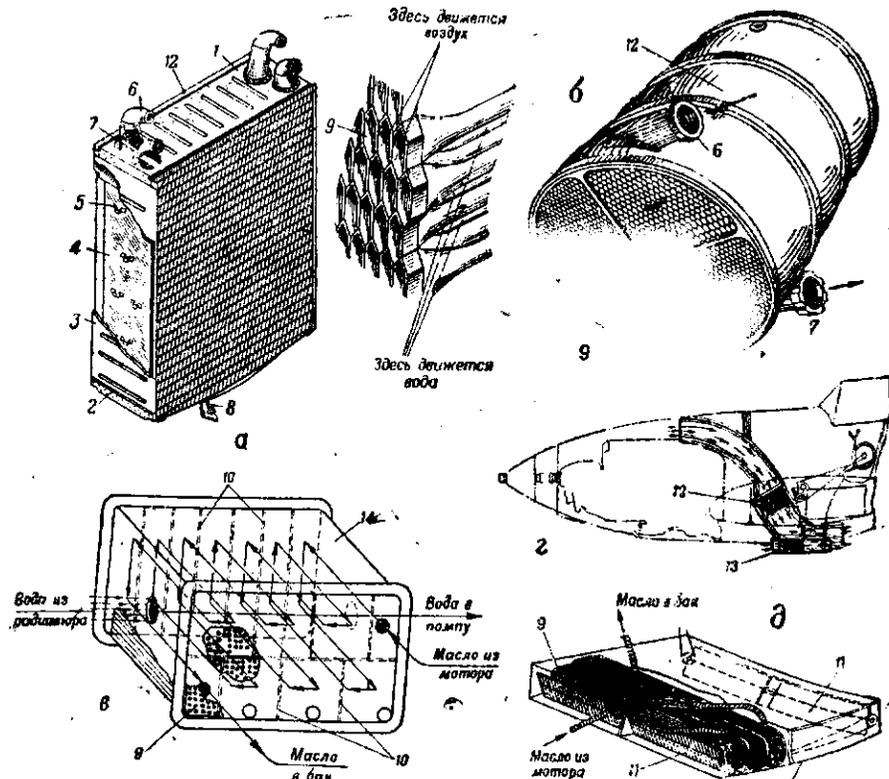
Клапан 2 избыточного давления (фиг. 162) оттарирован так, что он начинает открывать выход парам воды вверх из системы охлаждения наружу при давлении в системе, равном 1,8 кг/см², и полностью открывается при давлении 2 кг/см². Обратный клапан 4, отжимаясь вниз, сообщает расширительный бачок с атмосферой в том случае, когда давление в бачке окажется меньше 0,2 кг/см². Давление в системе охлаждения автоматически поддерживается клапанами 2 и 4 постоянным, независимо от высоты полета.

Соты радиаторов выполняют обычно из меди или латуни, трубопроводы из стали или сплава алюминия с магнием.



Фиг. 162. Редукционный клапан двойного действия системы охлаждения самолета Пе-2:

1 — корпус; 2 — клапан избыточного давления; 3 — пружины клапана; 4 — обратный клапан; 5 — пружина клапана; 6 и 7 — хвостовик и гайка клапана



Фиг. 163. Радиаторы:

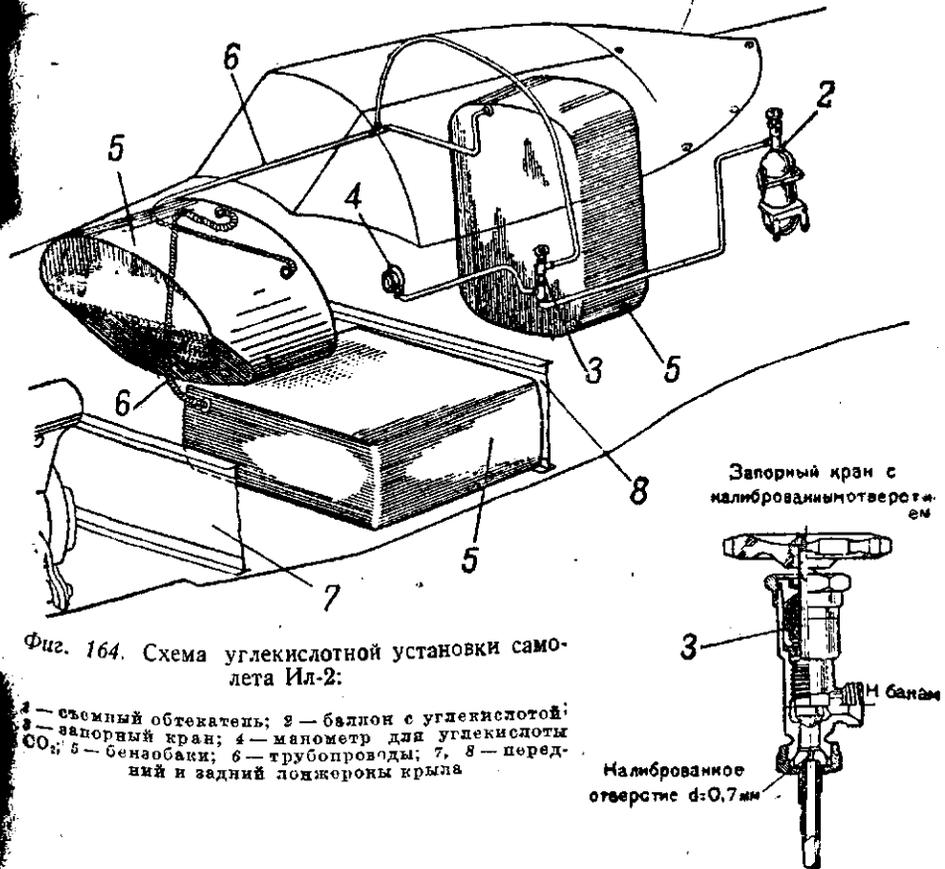
3, 4 — верхний и нижний коллекторы; 5 — наружная и внутренняя стенки боковой коллектора; 6 — входной патрубок; 7 — выходной патрубок; 8 — усиленные профили; 9 — входной патрубок; 10 — выходной патрубок; 11 — масло; 12 — воздух

На фиг 163, а и б показаны: воздушно-водяные радиаторы, в которых воздух проходит по сотам 9, а охлаждаемая вода в пространстве между сотами; водо-масляный радиатор в, в котором масло движется по сотам и охлаждается водой, движущейся между сотами; воздушно-масляный радиатор д, в котором масло охлаждается воздухом, движущимся по сотам 9.

В целях уменьшения сопротивления радиаторов их устанавливают в специальных тоннелях под фюзеляжем или в крыльях самолета (фиг. 163, г).

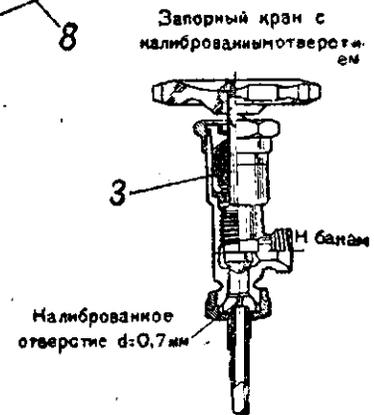
Углекислотные установки служат для заполнения углекислотой объема бензобаков, не занятого горючим и освобождающегося по мере его израсходования. Наличие углекислоты в баках с топливом предохраняет от возникновения пожара при попадании зажигательной пули в бак над уровнем топлива, где скопятся легко воспламеняющиеся пары бензина. Вместо углекислоты для этой же цели применяют иногда другой инертный газ — азот.

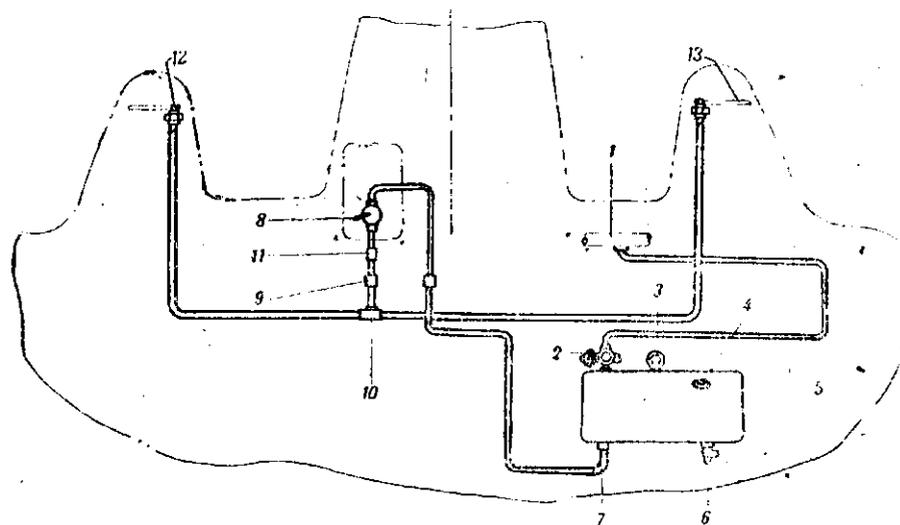
На фиг. 164 показана схема углекислотной установки самолета Ил-2. Она состоит из двухлитрового баллона 2 с углекислотой,



Фиг. 164. Схема углекислотной установки самолета Ил-2:

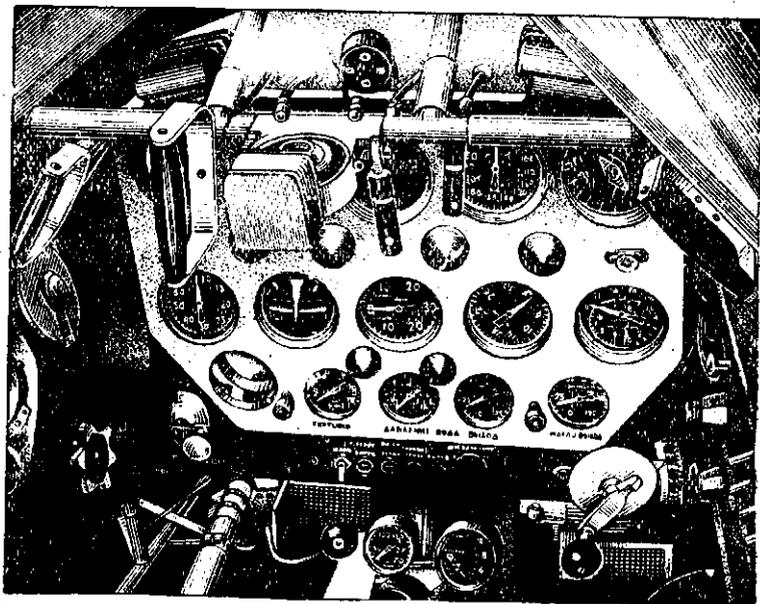
1 — съемный обтекатель; 2 — баллон с углекислотой; 3 — запорный кран; 4 — манометр для углекислоты CO₂; 5 — бензобаки; 6 — трубопроводы; 7, 8 — передний и задний лонжероны крыла





Фиг. 165. Схема антиобледенительной установки винта самолета Пе-2:

1 — трубы подвода давления от нагнетателя мотора; 2 — редуктор; 3 — манометр; 4 — вальцовая пробка; 5 — бачок с антифризом; 6 — сливной кран; 7 — отводной штуцер; 8 — кран перекрытия; 9 — проходной штуцер; 10 — тройник; 11 — фильтр; 12 — калиброванные наконечники; 13 — кольца на лопастях винта



Фиг. 166. Приборная доска самолета МИГ-3

находящейся под давлением 150 ат, запорного крана 3 для впуска углекислоты в баки 5, манометра 4, показывающего давление в баллоне, и системы трубопроводов 6. Управляется установка краном 3 из кабины пилота.

На современных самолетах нередко применяют специальные установки для борьбы с обледенением крыльев и воздушных винтов.

Антиобледенительная установка для винтов (фиг. 165) предназначена для смачивания лопастей винта антифризом и предотвращения этим их обледенения.

Установка состоит из бачка 5 с антифризом; на бачке установлены редуктор 2 и манометр 3. Жидкость поступает в бачок через нагнетатель по трубке 1 под давлением, которое поддерживается в определенных пределах редуктором 2 независимо от высоты полета.

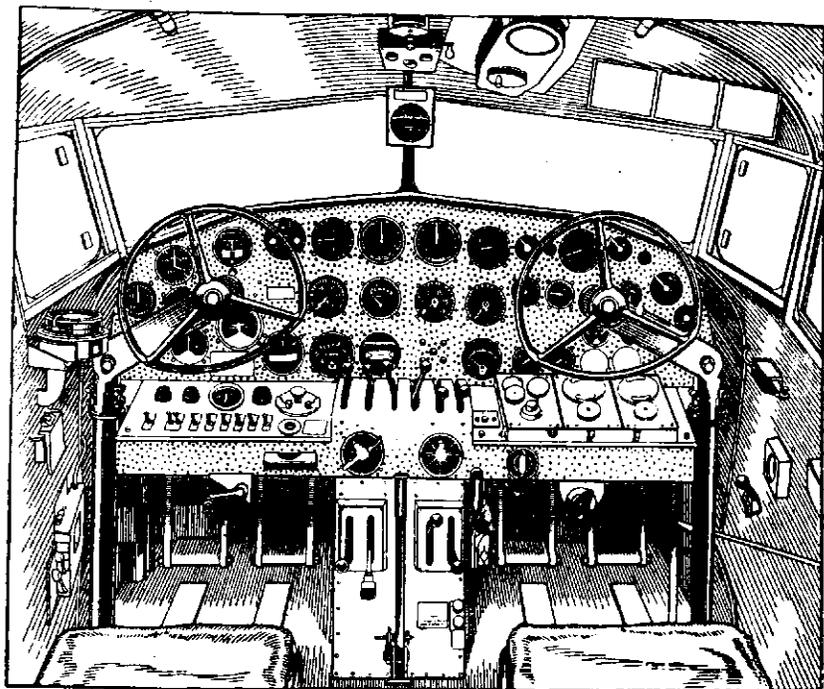
Открывая кран 8, летчик пускает антифриз по системе трубопроводов к калиброванным наконечникам 12 и кольцам 13, установленным на каждой лопасти винта и вращающимся вместе с лопастями. Из колец антифриз подводится по трубкам к лопастям и смачивает их.

Приборы, контролирующие работу двигателя и подачу к нему топлива, расположены обычно на приборной доске в кабине летчика. На тяжелых самолетах часть этих приборов иногда размещают в кабине бортмеханика. К числу этих приборов относятся:

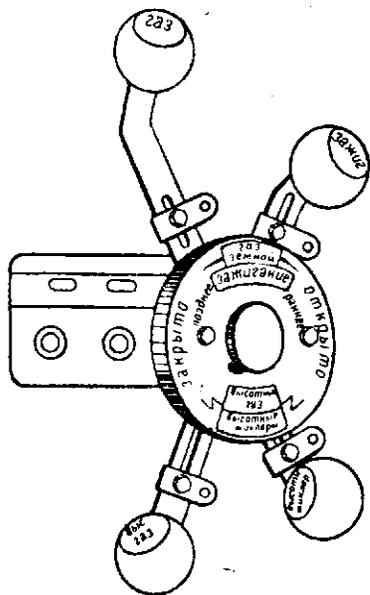
- 1) манометры, замеряющие давление в бензо- и масломагистралях;
- 2) термометры, замеряющие температуру воды и масла;
- 3) тахометры, показывающие число оборотов в минуту коленчатого вала двигателя;
- 4) бензинометры, показывающие количество горючего в баках самолета;
- 5) мановакуумметры, показывающие величину наддува, создаваемого нагнетателями, применяемыми почти на всех современных двигателях;
- 6) газоанализаторы (альфаметры), указывающие качество воздушно-горючей смеси, поступающей в цилиндры двигателя, и др.

На фиг. 166 показана приборная доска одноместного истребителя МИГ-3, а на фиг. 167 — кабина самолета с двойным управлением. В кабине на приборной доске установлены рычаги управления и измерители приборов со шкалами, по которым летчик читает нужные ему показания. Всякий прибор имеет еще одну важную составную часть — приемник, который воспринимает соответствующие показания (температуру, давление и др.) и передает их к измерителю. Приемники самолетных приборов располагают в различных местах на самолете (у двигателя, на крыле, в фюзеляже и т. д.), в зависимости от назначения приборов.

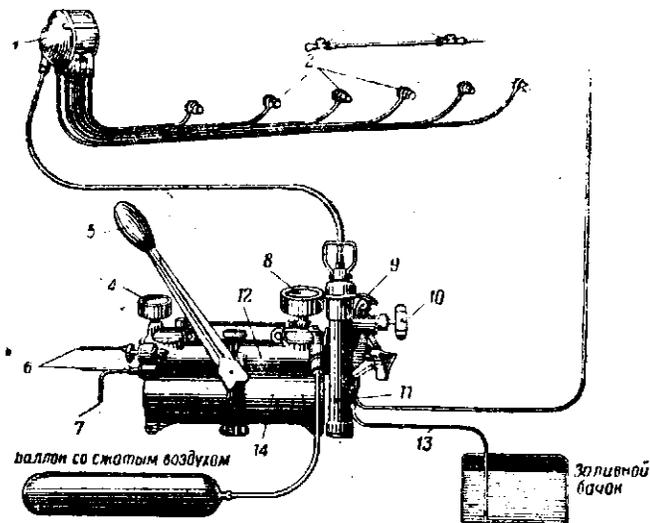
На фиг. 168 показаны секторы управления двигателем, связанные с дроссельными заслонками карбюраторов и с магнето. При помощи этих секторов летчик управляет двигателем.



Фиг. 167. Общий вид кабины летчика с двойным управлением



Фиг. 168. Секторы управления двигателем



Фиг. 169. Общий вид пускового прибора системы Вьет:
 1 — распределитель смеси; 2 — в обратные клапаны; 3 — расширители; 4 — ман метр давления в проводке к огнетушителям; 5 — ручка; 6 — магистраль питания огнетушителей; 7 — магистраль для накачки пневматик в; 8 — ман метр давления пускового баллона; 9 — регулятор чья игла качества смеси; 10 — ручка распределительного крана; 11 — насос; 12 — цилиндр высокого давления; 13 — магистраль подвода пуск всего топлива; 14 — цилиндр низкого давления

лем, изменяя число оборотов его коленчатого вала и винта. От секторов идут тяги к агрегатам двигателя (карбюратору, магнето).

Для запуска двигателя в кабине установлен баллон со сжатым воздухом, который облегчает проворачивание коленчатого вала двигателя. Иногда такой баллон связан с заливным бачком; тогда смесь воздуха с бензином поступает в двигатель через специальный прибор системы Вьет (фиг. 169), установленный в кабине летчика.

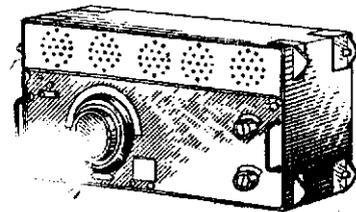
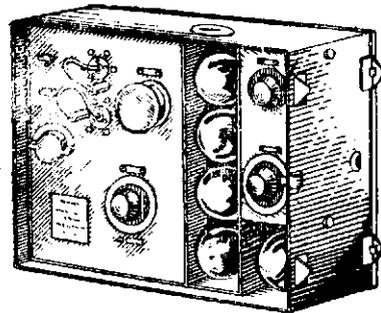
ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Для чего служат моторные рамы?
2. Как делают моторамы по типу конструкции? по материалам? Опишите конструкцию моторамы.
3. Для чего служат амортизаторы в узлах моторамы?
4. Для чего служат воздушные винты?
5. Из каких частей состоит воздушный винт? Покажите лопасти,лицевую (рабочую) сторону винта.
6. Как изменяется угол наклона элемента лопасти по ее длине? Покажите угол наклона, пользуясь винтом.
7. Как подразделяют воздушные винты?
8. Какие винты более выгодны в аэродинамическом отношении (двух- или четырехлопастные, деревянные или металлические)?
9. Из каких материалов изготовляют воздушные винты? Опишите конструкцию металлического винта.
10. Как делают винты по направлению вращения? Определите направление вращения какого-либо винта.

11. Как делаются винты по расположению относительно мотора? Какая сторона обращена к мотору у толкающего винта?
12. Какие винты называют ВФШ? ВИШ?
13. Как поворачиваются лопасти ВИШ-2?
14. В чем отличие ВИШ-22 от ВИШ-2?
15. В чем отличие ВИШ-61 от ВИШ-22?
16. Для чего служит РПО?
17. Что входит в оборудование винтомоторной группы?
18. Перечислите основные части системы питания топливом и укажите их назначение.
19. Каким путем поступает топливо в мотор на самолете И-16? На самолете Пе-2?
20. Перечислите основные части системы смазки и укажите их назначение.
21. Расскажите циркуляцию смазки по схеме, приведенной на фиг. 155.
22. Из какого материала изготавливают баки? Как они устроены? Для чего применяют протектированные баки?
23. Каким может быть охлаждение моторов?
24. Для чего служат капоты НАСА и Уоттера? В чем разница между ними?
25. Перечислите основные части системы жидкостного охлаждения и укажите их назначение.
26. Покажите циркуляцию воды по схеме, пользуясь фиг. 161.
27. Для чего применяется закрытая система охлаждения? С помощью чего поддерживается в ней нужное давление?
28. Перечислите типы радиаторов.
29. Для чего служит и как работает углекислотная установка?
30. Для чего применяют антиобледенительные установки?

8. Оборудование и вооружение самолетов

В оборудование самолетов включается группа различных приборов, деталей и агрегатов, предназначенных для облегчения работы летчика при управлении самолетом в различных и особенно в сложных условиях (полет на больших высотах, в облаках, слепой полет и др.).



Фиг. 170. Внешний вид самолетной радиостанции

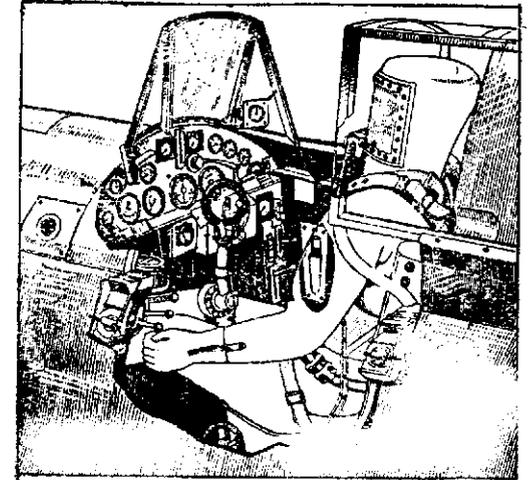
Общее оборудование состоит из таких приборов, агрегатов и частей, без которых не может обойтись ни один самолет, независимо от его назначения. Сюда, кроме оборудования винтомоторной группы, относятся: сиденья для экипажа, ремни для пилота, козырьки, электрооборудование, аэронавигационные и кислородные приборы, парашют, а также другие устройства.

Специальное оборудование связано с назначением данного самолета. Сюда входит: вооружение самолета, агрегаты и приборы (радиостанция, фотоаппарат, специальные электроприборы и др.), предназначенные для использования их при выполнении специальных задач.

На большинстве современных самолетов установлены радио-

станции. Внешний вид такой радиостанции показан на фиг. 170. Радиостанция предназначена для связи самолета с землей и другими самолетами, находящимися в воздухе. Она устанавливается в кабине радиста или лица, ведущего радиоприем и передачу. На одномоторных самолетах эту работу выполняет летчик.

На больших высотах для нормальной деятельности человеческого организма не хватает кислорода; кроме того, на работе экипажа отрицательно сказывается пониженное атмосферное давление; поэтому для полетов на больших высотах (от 4 до 12 км) применяют специальные кислородные приборы. На высотах, больших 11—12 км, кислородное оборудование не предохраняет летчика от действия пониженного давления, и для экипажа самолета предусматривают особые герметически закрытые кабины или специальную одежду, называемую скафандром (фиг. 171).



Фиг. 171. Летчик в скафандре в кабине высотного самолета

Вооружение самолета.

Наличие на самолете того или иного вооружения определяется боевым назначением данного самолета. Современные военные самолеты имеют очень мощное вооружение, которое в основном подразделяется на стрелково-пушечное (пулеметы, пушки, прицелы к ним и приспособления для их установки на самолет) и бомбардировочное (бомбы, бомбодержатели, различные бомбосбрасыватели, прицелы для прицеливания при сбрасывании бомб и др.). Боевая готовность самолета определяется состоянием этого вооружения.

Вопросы оборудования и вооружения самолетов относятся к специальным курсам и потому в данном учебнике не рассматриваются.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что включается в оборудование самолета?
2. Какое оборудование самолета называется общим? специальным?
3. Что относится к вооружению современных самолетов?
4. Как подразделяется вооружение самолетов?

Глава III

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ

Чтобы изучить, почему и как летает самолет, нужно выяснить, что представляет собой воздушная среда, какие явления происходят при движении самолета в воздухе и каким законам эти явления подчиняются.

Выяснением перечисленных вопросов занимается аэродинамика — наука, рассматривающая силы, возникающие при движении в воздухе различных тел, и воздействие этих сил на тела, находящиеся в воздушном потоке. Законы аэродинамики могут быть установлены теоретическим путем (теоретическая аэродинамика) или же путем опытов — экспериментальная аэродинамика. Сложность изучаемых явлений не позволяет решить многие вопросы аэродинамики теоретическим путем, поэтому экспериментальный метод используется в настоящее время в аэродинамике очень широко.

9. Воздушная среда и ее свойства

Атмосфера

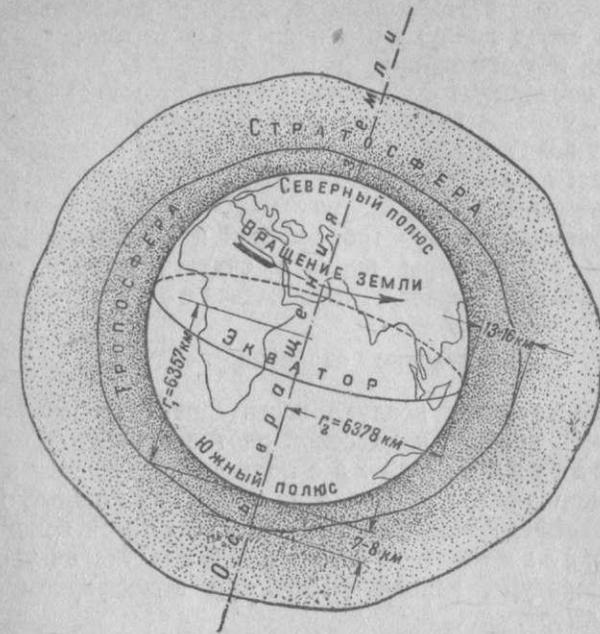
Земля представляет собой слегка приплюснутый у полюсов шар (фиг. 172). Весь земной шар окружен воздушной оболочкой, называемой атмосферой, простирающейся на 300—400 км вверх. Верхняя граница атмосферы точно не установлена.

Атмосфера делится на два слоя — тропосферу и стратосферу.

Тропосферой называется нижняя, прилегающая к земной поверхности область атмосферы. Ее верхняя граница проходит на высоте примерно в 7—8 км у полюсов земного шара и 13—16 км у экватора. На средних географических широтах границей тропосферы считают высоту, равную 11 км. Эта граница непостоянна и зависит от атмосферных условий и времени года.

Тропосферу характеризуют следующие основные свойства:

1) постепенное и закономерное падение температуры и давления воздуха с высотой;



Фиг. 172. Строение атмосферы

2) непостоянство и разнообразие воздушных течений (ветры), возникающих вследствие неравномерного нагревания солнцем различных участков земной поверхности (горные, лесные, водные и другие массивы);

3) присутствие водяных паров, жидких и твердых примесей, поднимающихся с земной поверхности; образование облаков, возникновение гроз и выпадение осадков (дождь, снег, град);

4) постоянное вертикальное перемещение и перемешивание воздушных масс (конвекция воздуха) вследствие нагревания земной поверхности солнечными лучами и воздействия земли на воздух;

5) постоянство состава воздуха благодаря непрерывному его перемешиванию.

В состав воздуха вблизи поверхности земли входит (по объему): около 21% кислорода, 78% азота и 1% углекислого газа, аргона, гелия, водорода, водяных паров и др. Таким образом, воздух представляет собой механическую смесь различных газов. По весу воздух состоит приблизительно из 23,2% кислорода и 76,8% остальных газов.

Стратосферой называется область атмосферы, лежащая над верхними границами тропосферы. Стратосфера, особенно на больших высотах (выше 25—30 км), изучена пока недостаточно.

Стратосферу характеризуют следующие основные свойства:

1) температура воздуха в стратосфере практически неизменна и принимается равной минус 56,5° С;

2) давление воздуха по мере подъема на высоту падает, как и в тропосфере, но по иному закону;

3) вертикальные перемещения воздуха, а следовательно, и перемешивание слоев воздуха почти не наблюдаются;

4) облаков и туманов нет;

5) ветры постоянных направлений дуют примерно со скоростью 50—75 м/сек.

В составе воздуха стратосферы происходит заметное уменьшение кислорода: на высоте 20 км — до 18,1% (по объему), а на высоте 40 км — до 12,6%.

Резкой границы между тропосферой и стратосферой, конечно, нет. Началом стратосферы принято считать высоту, на которой температура воздуха перестает понижаться и становится постоянной.

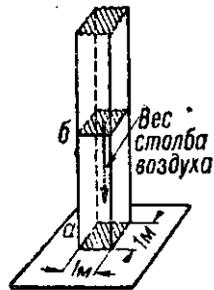
Физические свойства воздуха

Физические свойства воздуха характеризуются его температурой, давлением, весовой и массовой плотностями.

Температура воздуха с подъемом на высоту в пределах тропосферы понижается примерно на 0,65° С на каждые 100 м высоты. В стратосфере температура воздуха остается неизменной.

За нормальную температуру воздуха на уровне моря принята температура, равная +15° С при атмосферном давлении, равном 760 мм рт. ст.

Давление воздуха характеризуется весом столба воздуха, приходящимся на единицу площади поверхности земли. Измеряется сила давления в атмосферах, т. е. весом столба воздуха в килограммах, приходящегося на 1 см² (обозначается p), или соответствующей ему высоте ртутного столба в миллиметрах (обозначается B).



Фиг. 173. Давление столба воздуха

Нормальным атмосферным давлением B_0 называется давление, равное давлению ртутного столба высотой 760 мм, которому соответствует давление $p = 1,033 \text{ кг/см}^2$.

С подъемом на высоту давление воздуха падает, так как очевидно, что давление воздуха в сечении a (фиг. 173) будет больше, чем в сечении b , за счет веса дополнительного столба воздуха ab . Кроме того, давление воздуха понижается вследствие уменьшения с высотой скорости движения молекул воздуха — мельчайших его частиц, из которых состоит всякий газ. Чем ближе к земле, тем большее число молекул находится в единице объема воздуха, тем быстрее они движутся и тем больше их давление на другие частицы. Поэтому давление воздуха в нижних слоях атмосферы всегда больше, чем в верхних.

Понижение атмосферного давления и температуры, а также недостаток кислорода затрудняют полеты на больших высотах (12—13 км). Для совершения таких полетов необходимы герметически закрытые кабины или скафандры и специальное кислородное оборудование для экипажа самолета, а также двигатели особой конструкции (обычно с нагнетателями), так как мощность моторов

без нагнетателей резко снижается с уменьшением атмосферного давления воздуха.

Весовой плотностью, или удельным весом воздуха, называется вес одного кубического метра воздуха (1 м³).

Иначе весовую плотность воздуха можно определить как отношение веса данного объема воздуха к занимаемому им объему: тогда

$$\gamma = \frac{G}{V} \text{ кг/м}^3, \quad (1)$$

где γ — весовая плотность воздуха;

G — вес данного объема воздуха, кг;

V — его объем, м³.

При нормальных условиях — температуре $t_0 = +15^\circ \text{C}$ и давлении $p_0 = 1,033 \text{ кг/см}^2$ весовая плотность $\gamma_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$; следовательно, 1 м³ воздуха весит 1,225 кг.

Весовая плотность прямо пропорциональна давлению воздуха. Это значит, что во сколько раз увеличится или уменьшится давление воздуха, во столько же раз увеличится или уменьшится его весовая плотность.

При повышении температуры весовая плотность воздуха уменьшается, с понижением ее — увеличивается, но в обоих случаях весовая плотность γ изменяется менее резко, чем температура t . Таким образом, весовая плотность воздуха зависит от давления и температуры воздуха. Давление воздуха влияет на его весовую плотность более резко, чем температура, поэтому по мере подъема на высоту, несмотря на понижение температуры, весовая плотность воздуха уменьшается.

Массовой плотностью называется масса одного кубического метра воздуха (1 м³).

Иначе массовую плотность воздуха можно определить как отношение массы данного объема воздуха к занимаемому ею объему: тогда

$$\rho = \frac{m}{V} \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4, \quad (2)$$

где ρ — массовая плотность воздуха;

m — масса воздуха, кг · сек²/м;

V — объем воздуха, м³.

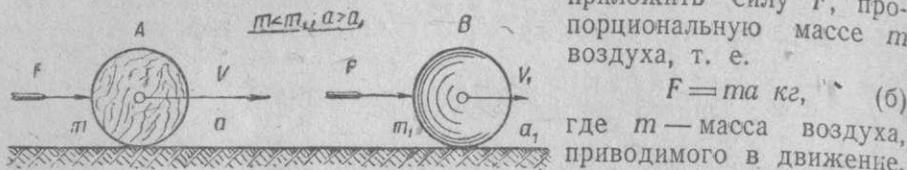
Из механики известно (второй закон Ньютона), что сила F , действующая на какое-либо тело массы m , заставляет его двигаться с ускорением a :

$$F = ma \text{ кг}. \quad (a)$$

При постоянном значении ускорения a чем больше масса тела m , тем большей должна быть приложенная сила F . При постоянном значении действующей силы F чем больше масса тела, тем с меньшим ускорением будет двигаться тело. На фиг. 174 изображены два шара A и B разных масс. Очевидно, под действием одинаковой силы F на два неподвижных вначале шара A и B де-ревянный шар A с меньшей массой m будет двигаться с большей

скоростью v , чем металлический шар B с большей массой m_1 . Следовательно, скорость v шара A и его ускорение a будут больше, чем скорость v_1 и ускорение a_1 шара B . Таким образом, масса тела характеризует его инертность — способность сохранять первоначальное положение, сопротивляться его изменениям.

Сказанное может быть отнесено и к воздуху, так как, для того чтобы заставить его перемещаться с ускорением a , необходимо приложить силу F , пропорциональную массе m воздуха, т. е.



Фиг. 174. Влияние массы тела на величину ускорения его движения

его стремление сохранять состояние покоя (или равномерного движения) неизменным. Вследствие этого и величина аэродинамических сил, возникающих при движении воздуха, или величина сил, необходимых для нарушения состояния потока воздуха, зависит от его массовой плотности.

Если вместо ускорения a подставить в равенство (б) значение земного ускорения g , а вместо силы F — силу G земного притяжения (или силу веса), с которой масса воздуха m притягивается землей, то получим

$$G = mg \text{ кг}, \quad (в)$$

откуда найдем известную из механики зависимость между весом всякого тела (в том числе и воздуха) и его массой:

$$m = \frac{G}{g} \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4. \quad (3)$$

Заменив в формуле (2) массу воздуха ее значением из формулы (3), получим

$$\rho = \frac{m}{V} = \frac{G}{Vg} = \frac{\gamma}{g},$$

так как

$$\frac{G}{V} = \gamma.$$

Зная весовую плотность воздуха, можно определить его массовую плотность по формуле

$$\rho = \frac{\gamma}{g} \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4. \quad (4)$$

При нормальных условиях $t_0 = 15^\circ\text{C}$ и $B_0 = 760$ мм рт. ст. массовая плотность $\rho_0 = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Массовая плотность воздуха зависит от его температуры и давления, так же как и весовая плотность; с увеличением температуры массовая плотность уменьшается, а с увеличением давления увеличивается, и наоборот.

Международная стандартная атмосфера

Полеты самолетов производятся в различных точках земного шара, в местах с самыми разнообразными атмосферными условиями. Так как атмосферные условия (давление, температура, весовая и массовая плотность) в сильной степени влияют на летные данные самолетов и мощность их двигателей, то при отсутствии какого-то единого для всех способа сравнения была бы невозможна оценка полетов, совершенных при различных атмосферных условиях.

Международная стандартная атмосфера (МСА), принимающая условный определенный закон изменения температуры и давления с высотой — один для всех мест земного шара, имеет своей задачей устранить этот недостаток. Пользуясь таблицей МСА, можно сравнить летные свойства самолетов, испытанных в любой местности, при любых значениях B , t и ρ воздуха.

За начальные данные в стандартной атмосфере приняты нормальные атмосферные условия, которым соответствует давление $B_0 = 760$ мм рт. ст., температура $t_0 = 15^\circ\text{C}$, весовая плотность $\gamma_0 = 1,225 \text{ кг}/\text{м}^3$ и массовая плотность $\rho_0 = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Кроме этих данных, в табл. 2 дается отношение массовой плотности воздуха ρ на определенной высоте к массовой плотности ρ_0 в нормальных условиях; эта величина называется относительной плотностью воздуха.

Таблица 2

Международная стандартная атмосфера

Высота H м	Давление B мм рт. ст.	Температура $^\circ\text{C}$	Весовая плотность γ $\text{кг}/\text{м}^3$	Массовая плотность ρ $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$	Относительная плотность ρ/ρ_0
0	760	+15,0	1,225	0,125	1,000
1 000	674,1	+8,5	1,111	0,113	0,907
2 000	596,1	+2,0	1,006	0,103	0,822
3 000	525,7	-4,5	0,909	0,093	0,742
4 000	462,2	-11,0	0,819	0,084	0,669
5 000	405,0	-17,5	0,736	0,075	0,601
6 000	353,7	-24,0	0,660	0,067	0,538
7 000	307,8	-30,5	0,589	0,060	0,481
8 000	266,8	-37,0	0,525	0,054	0,428
9 000	230,4	-43,5	0,466	0,048	0,380
10 000	198,1	-50,0	0,412	0,042	0,337
11 000	169,6	-56,5	0,364	0,037	0,297
12 000	144,8	-56,5	0,311	0,032	0,254
13 000	123,7	-56,5	0,265	0,027	0,217
14 000	105,6	-56,5	0,227	0,023	0,185
15 000	90,25	-56,5	0,194	0,020	0,158
16 000	77,1	-56,5	0,165	0,017	0,135
17 000	65,9	-56,5	0,141	0,014	0,115
18 000	56,2	-56,5	0,121	0,012	0,098
19 000	48,0	-56,5	0,108	0,011	0,084
20 000	41,0	-56,5	0,088	0,007	0,072

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что изучает аэродинамика? На какие части она разделяется?
2. Какая часть атмосферы называется тропосферой? Дайте ее характеристики.
3. Какая часть атмосферы называется стратосферой? Дайте ее характеристики.
4. Какая высота является границей между тропосферой и стратосферой?
5. Как изменяется температура и давление воздуха с подъемом на высоту?
6. Чем объясняется пониженное давление воздуха на больших высотах?
7. Дайте определение и напишите формулу весовой плотности воздуха. От чего она зависит и в чем выражается эта зависимость? Какова ее размерность?
8. Дайте определение и напишите формулу массовой плотности воздуха. От чего и как она зависит? Какова ее размерность?
9. Что характеризует массовая плотность воздуха?
10. Для чего служит МСА?
11. Какие данные приняты за начальные в МСА?
12. Проследите по таблице МСА изменение основных характеристик воздуха.

10. Аэродинамическая сила воздушного потока

Во время движения в воздухе любого тела оно испытывает со стороны воздуха действие силы, направленной в сторону, обратную движению тела. Эту силу называют полной аэродинамической силой R .

Величину и направление силы R , действующей на тела, находящиеся в воздушном потоке, определяют, установив тело в так называемой аэродинамической трубе. Установлено, что характер обтекания тела воздухом, а также величина и направление силы R не изменяется, если вместо движения тела в неподвижном воздухе рассматривать обратное явление, когда воздух обдувает неподвижное тело. На практике этим пользуются очень широко для производства всякого рода наблюдений и испытаний, продувая различные тела и их модели в аэродинамических трубах.

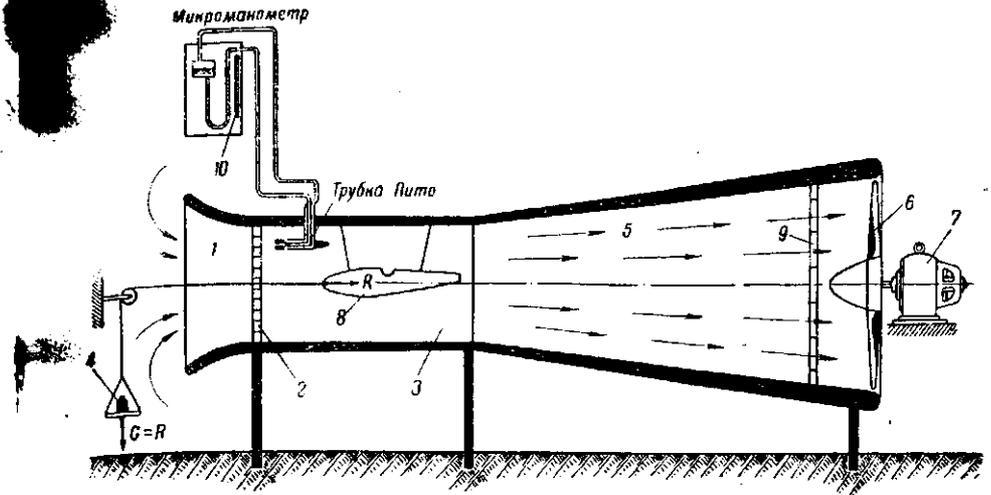
Аэродинамические трубы

Аэродинамической трубой называется специальное сооружение, в котором создают искусственный поток воздуха. В поток помещают испытываемые тела, как например, части самолета, и изучают характер обтекания воздухом данного тела и действующие на тело аэродинамические силы.

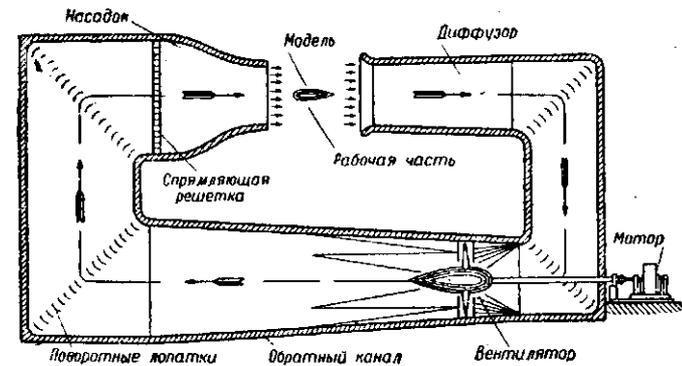
Конструкция аэродинамических труб должна обеспечивать получение в трубе равномерного и свободного от вихрей потока воздуха и приблизить условия обтекания тела в трубе к условиям полета самолета. Последнее достигается увеличением размеров трубы и увеличением в ней скорости воздушного потока.

Современные аэродинамические трубы бывают двух типов: разомкнутые (фиг. 175), когда в трубе течет все время свежий воздух, засасываемый из помещения, где труба установлена, и замкнутые (фиг. 176), когда в трубе все время циркулирует один и тот же воздух.

Диаметр основной рабочей части в аэродинамических трубах достигает 5—6 м. Наряду с этим имеются трубы с диаметром рабочей части в 0,25 м и трубы, в которых продувают целиком не-



Фиг. 175. Схема устройства аэродинамической трубы разомкнутого типа: 1 — коллектор; 2 — спрямляющая решетка; 3 — рабочая часть; 4 — аэродинамические весы; 5 — диффузор; 6 — вентилятор; 7 — мотор; 8 — продуваемая модель; 9 — предохранительная решетка; 10 — шкала микроманометра



Фиг. 176. Схема устройства (разрез) аэродинамической трубы замкнутого типа

большие самолеты или отдельные части самолетов в натуральную величину.

Скорость воздушного потока в аэродинамических трубах колеблется в пределах 20—50 м/сек. В отдельных трубах скорость потока доходит до 200—250 м/сек (720—900 км/час).

В разомкнутой трубе воздух засасывается вентилятором 6 в переднюю часть трубы — коллектор 1. Проходя через спрямляющую решетку 2, установленную на выходе из коллектора, воздух поступает в рабочую часть 3 трубы. В середине рабочей части трубы укрепляют испытываемую модель 8 (на фиг. 175 показана модель фюзеляжа самолета). Подвеску модели присоединяют к аэродинамическим весам 4, при помощи которых измеряют ве-

личину силы, действующей на модель. Поток воздуха в рабочей части должен иметь максимальную скорость, что достигается уменьшением поперечного сечения трубы в этом месте.

Из рабочей части воздух поступает в диффузор 5, представляющий собой конус, расширяющийся по направлению к вентилятору. Назначение диффузора состоит в плавном уменьшении скорости потока воздуха, выходящего из трубы, за счет увеличения поперечного сечения и в уменьшении таким путем потерь энергии при выбрасывании вентилятором воздуха наружу из трубы.

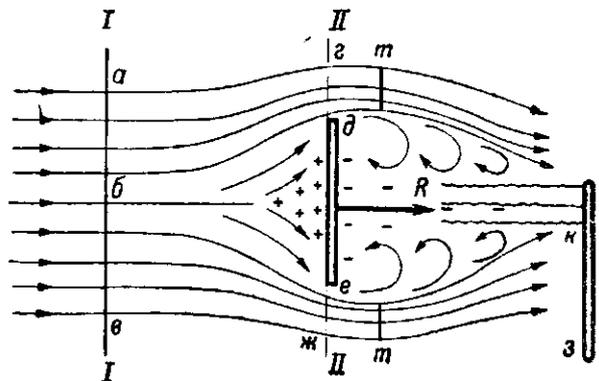
Вентилятор 6, всасывающий воздух в трубу, устанавливается в задней части диффузора и приводит во вращение электромотором 7.

Скорость потока воздуха в трубе обычно регулируется изменением числа оборотов мотора при помощи реостата; величина ее измеряется специальным прибором — трубкой Пито, соединенной с очень чувствительным микроманометром.

Характер обтекания тел при продувке

Характер обтекания тел, помещенных в образующийся в трубе поток воздуха, зависит от формы тела, скорости потока и ряда других причин. Для выяснения этих причин рассмотрим картину обтекания плоской пластинки — аэродинамический спектр пластинки.

Обтекание плоской пластинки. Рассмотрим характер обтекания плоской пластинки в том случае, когда она поставлена перпендикулярно к потоку воздуха (фиг. 177). Для того чтобы сделать ви-



Фиг. 177. Аэродинамический спектр плоской пластинки

димым спектр обтекания, поток воздуха в трубе обычно подкрашивают дымом или в него вдувают очень мелкий алюминиевый порошок.

На некотором расстоянии от пластинки (сечение I—I) поток воздуха не возмущен, воздух движется с одинаковой скоростью — ровными, плавными струйками. По мере приближения к пластинке картина обтекания меняется. Ударившись о пластинку, первые частицы воздуха теряют свою скорость, вслед за ними сталкиваются

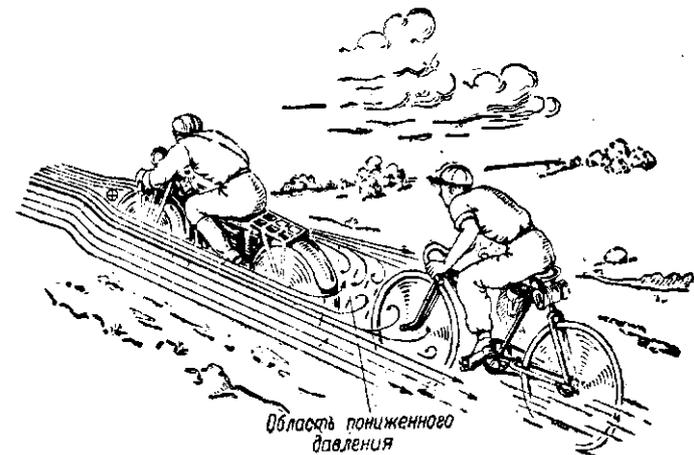
пластинкой следующие частицы воздуха. В результате перед пластинкой, особенно у ее центра, возникает повышенное давление (сечение II—II), отмеченное на фиг. 177 знаками плюс.

У краев пластинки частицы воздуха *д* и *е* имеют большую возможность для передвижения, чем частицы *б*, поэтому они огибают ее края вместе с частицами воздуха *г* и *ж*, находящимися по краям потока.

Части потока *аб* и *бв* (сечение I—I), дойдя до сечения II—II, сужаются до размеров *гд* и *еж*, — скорость воздуха здесь увеличится. Частицы воздуха *д* и *е*, соприкасаясь с пластинкой, тормозятся ею и получают вращательное движение, тогда как крайние частицы *г* и *ж* могут двигаться более свободно и быстро.

За пластинкой образуется завихренная область с пониженным давлением (отмечена знаками минус), в которой можно заметить даже обратное движение частиц воздуха. Для того чтобы это обнаружить, нужно к потоку за пластинкой поднести стержень *з* с шелковыми нитями, которые установятся в направлении, обратном основному потоку.

Образование пониженного давления сзади быстро движущегося тела видно и на другом примере. Во время велосипедных гонок за лидерами (фиг. 178) сзади мотоцикла, развивающего большую



Фиг. 178. Использование пониженного давления, возникающего сзади быстро движущегося мотоцикла

скорость, создается область пониженного давления, которую использует движущийся сзади велосипедист. Благодаря пониженному давлению впереди велосипедиста ему гораздо легче продвигаться вперед, и он развивает поэтому большую скорость, чем без лидера.

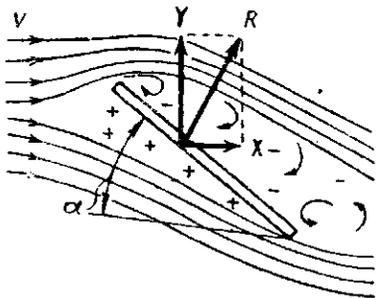
Таким образом, пластинка, как и всякое тело, движущееся в воздухе или обтекаемое им, испытывает давление последнего. Равнодействующей этих сил давления и является полная аэродинамическая сила *R*.

Возникновение полной аэродинамической силы R . Итак, в потоке воздуха перед пластинкой создается повышенное, а сзади нее—пониженное давление. Разность этих давлений создает силу R . Несмотря на то что разность давлений невелика, сила R может оказаться довольно значительной. Так, если взять перепад (разность) давлений перед и за пластинкой равным $0,05 \text{ кг/см}^2$, то пластинка площадью в 100 см^2 будет испытывать сопротивление

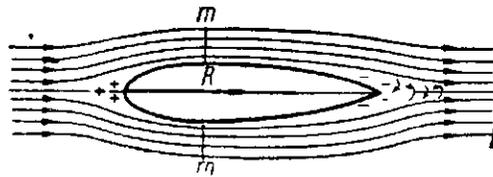
$$R = 0,05 \cdot 100 = 5 \text{ кг.}$$

Таким образом, первой причиной возникновения полной аэродинамической силы R является разность давлений в разных частях поверхности тела.

Второй причиной возникновения силы R является трение частиц воздуха о поверхность тела. При этом образуются вихри, тормозящие движение потока и увеличивающие силу сопротивления воздуха, которая зависит поэтому также и от состояния поверхности тела и скорости его движения. Чем глаже поверхность тела, тем меньше сила трения частиц воздуха, обтекающего тело, и тем меньше сила R .



Фиг. 179. Обтекание плоской пластинки, расположенной под углом α к направлению потока



Фиг. 180. Аэродинамический спектр каплевидного тела

С увеличением скорости потока сопротивление воздуха растет вследствие увеличения разности давлений и возрастания сил трения.

Когда пластинка расположена перпендикулярно к потоку, основное значение для возникновения силы R имеет разность давлений; если же пластинка параллельна потоку, — основное значение будет иметь трение частиц воздуха. Очевидно, величина силы сопротивления пластинки и соотношение этих двух ее основных частей зависят от положения пластинки относительно воздуха — от угла α , образованного пластинкой и направлением движения воздуха (фиг. 179).

Обтекание каплевидного тела. Картина обтекания различных тел воздухом (аэродинамический спектр этих тел) неодинакова и зависит от того, какую форму имеет тело, находящееся в потоке воздуха. Так, если каплевидное тело (фиг. 180) расположить в потоке воздуха, то его аэродинамический спектр будет во многом

отличаться от спектра плоской пластинки. Различия аэродинамических спектров в этом случае сводятся к следующему:

1) обтекание каплевидного тела более плавное и менее завихренное;

2) разность давлений перед телом и за ним значительно меньше, чем у плоской пластинки;

3) большую часть полной аэродинамической силы R у каплевидных тел создает трение, а у пластинки — разность давлений.

Вследствие указанных различий в характере обтекания сила сопротивления тела каплевидной формы в 20—25 раз меньше, чем сопротивление плоской пластинки при прочих равных условиях (одинаковые площади поперечного сечения и скорости воздуха). Этим объясняется стремление конструкторов самолетов делать все выступающие детали самолета каплевидной формы, возможно более обтекаемыми и с гладкой поверхностью.

Из сказанного выше следует, что полная аэродинамическая сила R возникает при движении тела вследствие разности давлений воздуха впереди и сзади тела и вследствие трения частиц воздуха о его поверхность.

Величина полной аэродинамической силы. Опытные исследования сопротивления различных тел при движении в воздухе показали, что величина силы R зависит, во-первых, от свойств воздушной среды, во-вторых, от формы, величины, положения тела в потоке и состояния его поверхности и, в-третьих, от скорости движения тела относительно воздуха.

Величина силы сопротивления воздуха может быть вычислена по формуле

$$R = c_R q S_m = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_m \text{ кг,} \quad (5)$$

где R — сила сопротивления воздуха;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор, или динамическое давление воздуха, кг/м^2 ;

ρ — массовая плотность воздуха, $\text{кг·сек}^2/\text{м}^4$;

V — скорость движения воздуха относительно тела, м/сек ;

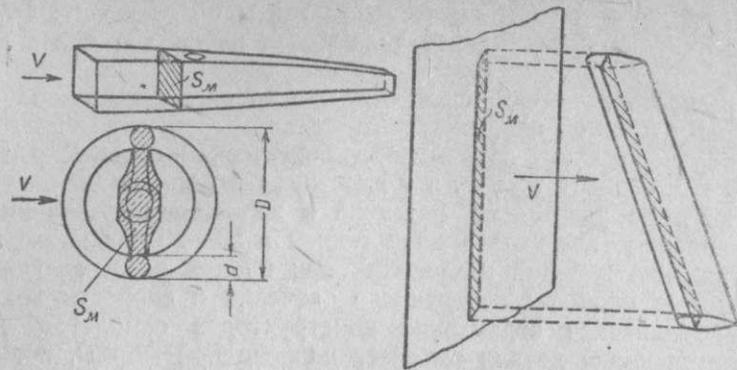
c_R — безразмерный коэффициент силы R ;

S_m — площадь проекции тела на плоскость, перпендикулярную к направлению движения воздуха; эту площадь называют площадью миделя; ее размерность м^2 .

На фиг. 181 заштрихованы площади миделя фюзеляжа, колеса и стойки.

Применение формулы (5) дает возможность вычислить силу R , возникающую во время движения тел, если известны условия этого движения и коэффициент c_R .

Коэффициент полной аэродинамической силы. Коэффициент c_R определяется опытным путем при продувке тела в аэродинамической трубе. Одновременно измеряются массовая плотность воздуха, миделевая площадь тела и скорость потока. Измерив с по-



Фиг. 181. Площади миделя некоторых деталей самолета

ФОРМА	S_m	c_R	ДЕТАЛЬ	S_m	c_R
 Плоская пластина a b v	ab	1,28	трос d l v	d l	1,2 и 1,4
 Шнур d l v	$\frac{\pi d^2}{4}$	0,34	 Стойка d l v	d l	0,086
 Цилиндр d l v	d l	0,68	 Обтянутое колесо d D v	d D	0,5
 Стойка эллиптического сечения d l v	d l	0,2	 a b v	ab	0,3
 Удобно обтекаемое тело d l v	$\frac{\pi d^2}{4}$	0,032	 Сотовый радиатор a b v	ab	0,8

Фиг. 182. Расчетные коэффициенты c_R различных тел, определенные продувкой в аэродинамической трубе

мощью аэродинамических весов силу сопротивления R , определяют значение коэффициента c_R по формуле

$$c_R = \frac{R}{q S_m} \quad (6)$$

Коэффициент c_R — величина отвлеченная:

После продувки в аэродинамической трубе различных тел или деталей самолета для пользования при дальнейших расчетах вычисляют значения их коэффициентов c_R и сводят в таблицу, показанную на фиг. 182.

В первой графе таблицы изображены тела различной формы и показано направление потока воздуха (V) во время продувки; во второй графе даны формулы для подсчета площади миделя S_m этих тел; в третьей графе приведены коэффициенты сопротивления тех же тел.

Из приведенных данных видно, что наименьшим сопротивлением обладает тело каплевидной формы ($c_R = 0,032$), наибольшим — плоская пластинка ($c_R = 1,280$), тросы ($c_R = 1,2-1,4$) и радиатор ($c_R = 0,8$).

В результате продувок было установлено, что коэффициент c_R зависит:

1) от формы тела: чем более удобообтекаемую форму имеет данное тело, тем меньше его коэффициент c_R ;

2) от положения тела в потоке: в зависимости от того, под каким углом расположено тело относительно потока, коэффициент c_R изменяется очень сильно, так как от этого зависит большая или меньшая плавность обтекания тела;

3) от состояния поверхности тела: чем лучше обработана поверхность тела, чем лучше она отполирована и чем меньше на ней выступающих частей и неровностей (заклепок, вмятин, швов и пр.), тем меньше коэффициент c_R ; особое значение имеет состояние поверхности передней части тела.

ЗАДАЧИ

Задача 1

Найти сопротивление воздуха для фюзеляжа с площадью миделя $S_m = 1,5 \text{ м}^2$ при $V = 90 \text{ м/сек}$, на высоте $H = 1000 \text{ м}$, если его коэффициент $c_R = 0,3$.

Определив по табл. 2 значение $\rho = 0,113$ для $H = 1000 \text{ м}$ (стр. 167) и пользуясь формулой (5), получим:

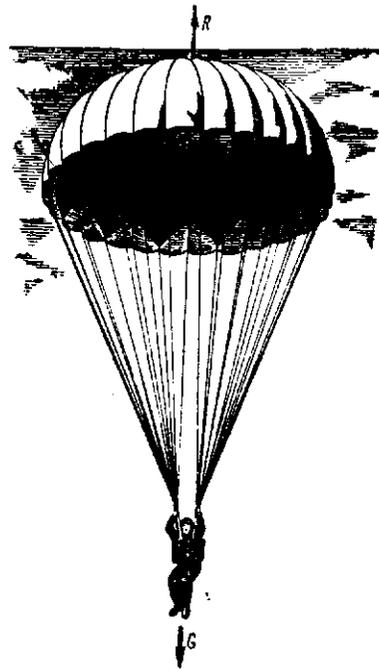
$$R = c_R q S_m = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_m = 0,3 \frac{0,113 \cdot 90^2}{2} 1,5 = 206 \text{ кг.}$$

Задача 2

Определить вес, который может выдержать парашют с площадью миделя $S_m = 50 \text{ м}^2$ (фиг. 183), опускающийся со скоростью $V = 5 \text{ м/сек}$ с высоты $H = 3000 \text{ м}$, если для парашюта коэффициент $c_R = 1,4$:

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_m = 1,4 \frac{0,093 \cdot 5^2}{2} 50 = 81,5 \text{ кг.}$$

В найденное значение входит и вес парашюта.



Задача 3.

Найти силу сопротивления R радиатора, если площадь радиатора равна $0,35 \text{ м}^2$; самолет летит со скоростью $V = 300 \text{ км/час}$; высота полета $H = 4000 \text{ м}$; коэффициент сопротивления радиатора $c_R = 0,8$.

Пересчитав скорость, выраженную в километрах в час, в метры в секунду, найдем

$$V = \frac{300}{3,6} = 83,3 \text{ м/сек};$$

тогда

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{м}} = 0,8 \frac{0,084 \cdot 83,3^2}{2} \cdot 0,35 = 81,6 \text{ кг}.$$

Из полученных результатов видно, что даже при небольшой скорости полета радиатор оказывает значительное сопротивление вследствие большого значения его коэффициента c_R .

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

Фиг. 183. Аэродинамическая сила опускающегося парашюта

1. Для чего служат аэродинамические трубы? Какие бывают аэродинамические трубы?
2. Укажите основные части аэродинамической трубы и их назначение.
3. Что называется аэродинамическим спектром тела? Нарисуйте спектр плоской пластинки.
4. Как создается повышенное давление впереди пластинки и пониженное за ней?
5. Объясните причины возникновения полной аэродинамической силы.
6. При каком положении пластинки играет большую роль трение и при каком — разность давлений?
7. Чем различаются аэродинамические спектры каплевидного тела и плоской пластинки? Чем отличаются действующие на них силы R ?
8. Что называют площадью миделевого сечения тела?
9. От чего зависит величина силы R ? Проследить по формуле (5).
10. Как определяют коэффициент c_R ? От чего он зависит?

11. Геометрические характеристики крыльев

К основным геометрическим характеристикам крыла относятся: форма в плане, профиль, хорда крыла и его удлинение.

Форма крыла в плане. Контуры крыла в плане могут быть самой разнообразной формы: прямоугольной, трапецевидной, прямоугольной с закругленными краями, эллиптической, стреловидной и других (фиг. 184).

Крылья прямоугольной формы встречаются очень редко; они имели большое распространение в начале развития авиации.

Прямоугольные крылья с закругленными концами применяются больше всего для бипланов и полугорящих.

Трапецевидные крылья с закругленными концами являются сейчас самыми распространенными, особенно среди монопланов. Крыло может иметь форму трапеции по всему размаху или только в консольной части, от центроплана, показанного на фиг. 184 штриховкой.

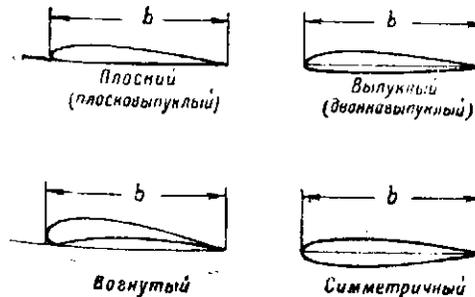
Крылья эллиптической формы выгодны в аэродинамическом отношении, но очень сложны в производстве, поэтому они распространены сравнительно мало.

Стреловидная форма крыльев встречается довольно редко.

Профиль крыла. Профилем крыла называется форма сечения крыла плоскостью, перпендикулярной к его размаху (см. фиг. 28, где профиль заштрихован). Профили крыльев различаются по своей форме и толщине. По форме профили делятся на симметричные и несимметричные.

К симметричным относятся профили с одинаковой выпуклостью верхних и нижних очертаний.

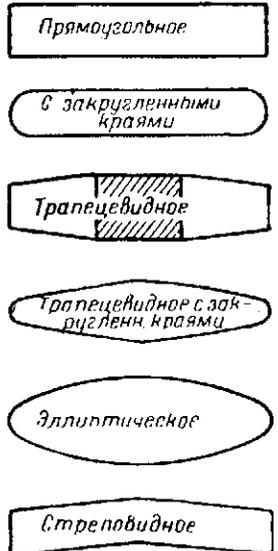
К несимметричным относятся плоские, вогнутые и выпуклые профили (фиг. 185). Эти определения формы профилей обусловлены характером очертания нижних поверхностей крыла, так называемых обводов профиля. Верхние обводы у всех профилей всегда выпуклые.



Фиг. 185. Формы профилей крыльев

его наиболее удаленные одна от другой точки; для плоского и вогнутого профилей линия хорды проходит по касательной к его нижнему обводу.

Хордой крыла называется кратчайшее расстояние между крайними точками профиля, взятое по линии хорды (между перпендикулярами к линии хорды в крайних точках профиля).

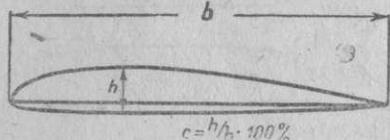


Фиг. 184. Формы крыльев в плане

Аэродинамические характеристики крыла зависят, кроме формы профиля, и от его относительной толщины (фиг. 186), т. е. отношения наибольшей высоты профиля h к его хорде b , выраженного в процентах:

$$c = \frac{h}{b} \cdot 100\% \quad (7)$$

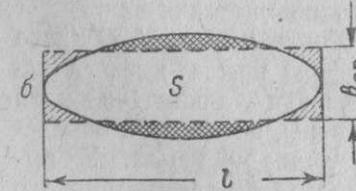
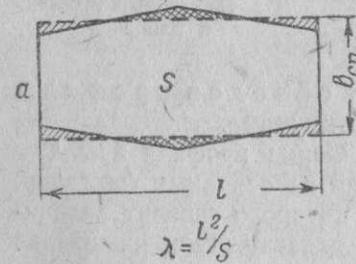
Если c равно 5—8%, профиль называют тонким; если c равно 8—13%, профиль называют средним; при c , большем 13%, профиль называют толстым.



Фиг. 186. Относительная толщина профиля

Каждый из рассмотренных выше профилей обладает своими особенностями и своими аэродинамическими характеристиками. Наиболее распространены в настоящее время средние и тонкие выпуклые профили, применяемые для крыльев и лопастей винтов, и тонкие симметричные профили, применяемые для хвостового оперения. Профиль крыла вдоль его размаха обычно не одинаков: у центроплана толще, у консолей тоньше.

Удлинение крыла. Характер обтекания крыла, а следовательно, и величина действующих на него аэродинамических сил определяются не только его линейными размерами, но и удлинением крыла, показывающим, во сколько раз размах крыла больше его хорды.



Фиг. 187. Удлинение трапециевидного и эллиптического крыльев

На фиг. 187, а показана такая замена: два средних участка трапециевидного крыла (двойная штриховка) заменены четырьмя участками такой же площади на концах крыла (одинарная штриховка). Очевидно, при такой замене площади S трапециевидного и образовавшегося прямоугольного крыла различаться не будут.

Удлинением λ прямоугольного крыла называется отношение его размаха к хорде:

$$\lambda = \frac{l}{b} \quad (8)$$

где λ — удлинение прямоугольного крыла (отвлеченная величина);
 l — размах крыла;
 b — хорда крыла.

Удлинение крыльев любого очертания в плане (трапециевидных, эллиптических и др.) можно определить следующим образом.

Заменим трапециевидное крыло с переменной хордой прямоугольным с постоянной хордой b_{cp} (фиг. 187), взяв площадь и размах обоих крыльев одинаковыми.

Удлинение прямоугольного крыла найдем по формуле (8):

$$\lambda = \frac{l}{b_{cp}}$$

Умножив числитель и знаменатель на размах крыла l , получим удлинение прямоугольного крыла в другом виде:

$$\lambda = \frac{l}{b_{cp}} \cdot \frac{l}{l} = \frac{l^2}{S} \quad (8a)$$

ЗАДАЧИ

Задача 4

Найти удлинение прямоугольного крыла, если его площадь $S = 22,5 \text{ м}^2$, а хорда $b = 1,55 \text{ м}$.
 Находим сначала размах крыла:

$$l = \frac{S}{b} = \frac{22,5}{1,55} = 14,5 \text{ м};$$

тогда удлинение крыла будет

$$\lambda = \frac{l}{b} = \frac{14,5}{1,5} = 9,67.$$

Так как размах l и площадь S обоих крыльев одинаковы, последнее выражение покажет удлинение и для трапециевидного крыла:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (9)$$

где l и S — удлинение крыла и его площадь в плане.

На фиг. 187, б показана аналогичная замена для эллиптического крыла. Очевидно, формула (9) будет верна и в этом, и в любом другом случае; подставляя в нее значения размаха и площади крыла любой формы в плане, можно найти его удлинение.

Формула (9) показывает, что удлинением крыла любой формы в плане является отношение квадрата размаха крыла к его площади в плане.

Удлинение крыльев современных самолетов достигает значений $\lambda = 6—12$. У самолета ЦАГИ-25, на котором Герои Советского Союза Чкалов и Громов летали в США, $\lambda = 13,75$; такая величина λ у самолетов встречается редко ввиду трудностей, возникающих при конструировании крыльев с такими большими удлинениями.

Задача 5

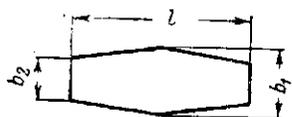
Найти удлинение трапециевидного крыла, если его размах $l = 12 \text{ м}$, средняя хорда $b = 1,6 \text{ м}$, а крайняя хорда $b_2 = 0,8 \text{ м}$ (фиг. 188).

Находим площадь крыла; она равна удвоенной площади трапеции с основаниями b_1 и b_2 и высотой $\frac{l}{2}$. Тогда

$$S = 2 \frac{b_1 + b_2}{2} \cdot \frac{l}{2} = 2 \frac{1,6 + 0,8}{2} \cdot 6 = 14,4 \text{ м}^2.$$

Удлинение крыла будет

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{12^2}{14,4} = 10.$$



Фиг. 188. (К задаче 5)

Задача 6

Найти относительную толщину профиля и отнести его к одной из соответствующих групп:

$$h = 35 \text{ см}; b = 3 \text{ м.} \quad (a)$$

$$c = \frac{h}{b} 100 = \frac{0,35 \cdot 100}{3} = 11,7\% \text{ — профиль средний.}$$

$$h = 20 \text{ см}; b = 2,7 \text{ м.} \quad (б)$$

$$c = \frac{h}{b} 100 = \frac{0,2 \cdot 100}{2,7} = 7,4\% \text{ — профиль тонкий.}$$

$$h = 0,4 \text{ м}; b = 2,5 \text{ м.} \quad (в)$$

$$c = \frac{h}{b} 100 = \frac{0,4 \cdot 100}{2,5} = 16\% \text{ — профиль толстый.}$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Нарисуйте крыло и покажите его основные элементы.
2. Какую форму в плане могут иметь крылья? Какая из них более распространена?
3. Дайте определение профиля крыла.
4. Как делятся профили крыльев по своей форме?
5. Что называется хордой крыла?
6. Какой профиль называют тонким? средним? толстым? Какие профили для чего применяются?
7. Как найти удлинение прямоугольного крыла? трапециевидного? любой формы?
8. Напишите формулу удлинения крыла любой формы в плане.

12. Полная аэродинамическая сила крыла

Для выяснения причин возникновения полной аэродинамической силы крыла рассмотрим картину его обтекания. Представим крыло, расположенное в потоке воздуха таким образом, что направлением потока образуется некото-

л α , заключенный между хордой крыла и направлением потока воздуха, называется углом

атаки, заключенный между хордой крыла и направлением потока воздуха, называется углом атаки (фиг. 189, а). В случае совпадения хорды крыла углом атаки будет равен нулю. Если поток воздуха набегаает на крыло сверху, угол атаки называется отрицательным (фиг. 189, б). Угол атаки является одним из наиболее важных условий при проектировании крыла. Величина угла атаки зависит от его величины изменяется харак-

тер обтекания крыла, а следовательно, величина и направление полной аэродинамической силы.

Обтекание крыла воздухом имеет много общего с обтеканием тела симметричной каплевидной формы; но оно имеет и ряд особенностей. Обратимся к аэродинамическому спектру крыла (фиг. 190), расположенного к направлению потока V под углом атаки $\alpha = 0^\circ$. Сравнивая спектры обтекания крыла и тела каплевидной формы, можно сделать следующие выводы:

1) обтекание воздухом верхних, выпуклых поверхностей каплевидного тела и крыла примерно одинаково;

2) обтекание нижних, различных по форме поверхностей, несмотря на одинаковый угол атаки, различно;

3) аэродинамическая сила R крыла направлена не параллельно потоку, как у тела каплевидной формы, а под некоторым, отличным от нуля, углом β ;

4) поток воздуха за крылом сжимается вниз; в аэродинамическом спектре тела каплевидной формы при $\alpha = 0^\circ$ сжатия потока вниз не было.

Как и у каплевидного тела, впереди крыла создается повышенное давление, а сзади — пониженное; вследствие разности давлений и трения частиц воздуха о поверхность крыла у ребра обтекания крыла образуются небольшие вихри. Разница в обтекании крыла по сравнению с обтеканием тела каплевидной формы заключается в том, что под крылом, как и впереди него, создается область повышенного давления (по сравнению с давлением над крылом).

Таким образом, причинами возникновения полной аэродинамической силы крыла являются:

1) разность давлений перед крылом (повышенное) и за ним (пониженное);

2) разность давлений под крылом (повышенное) и над ним (пониженное);

3) трение частиц воздуха о поверхность крыла.

Как и всякая сила, полная аэродинамическая сила крыла характеризуется тремя факторами: величиной, направлением и точкой приложения.

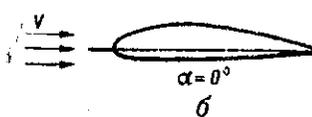
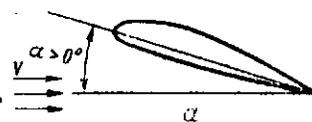
Величина полной аэродинамической силы крыла определяется по формуле, аналогичной формуле (5):

$$R = c_R q S = c_R \frac{\rho V^2}{2} S \text{ кг,} \quad (10)$$

где c_R — коэффициент аэродинамической силы;

q — скоростной напор воздуха, равный $\frac{\rho V^2}{2}$ кг/м²;

S — площадь крыла в плане, м².



Фиг. 189. Углы α атаки крыльев

Формула его мой раз между угольной дугой перпен- других (Фиг. Крылья ду перпен- тели больше

Новая величина в формуле (10) — величина S — площадь крыла в плане. Замена площади миделя S_m площадью крыла в плане S объясняется тем, что для крыла она является постоянной величиной и более характерной, как несущая площадь крыла.

Из формулы (10) видно, что полная аэродинамическая сила R прямо пропорциональна скоростному напору воздуха (или массовой плотности воздуха и квадрату скорости движения), площади крыла в плане и коэффициенту c_R полной аэродинамической силы крыла.

Коэффициент c_R зависит от формы крыла в профиле и плане (очертания крыла, его удлинение), от углов атаки крыла и состояния его поверхности.

Величина коэффициента c_R крыла определяется по формуле

$$c_R = \frac{R}{qS}, \quad (11)$$

где все величины, входящие в формулу, аналогичны величинам, приведенным в формуле (10).

Направление силы R . Полная аэродинамическая сила всегда отклонена назад на некоторый угол θ от перпендикуляра, восстановленного к направлению потока воздуха (фиг. 190). Угол θ за-



Фиг. 190. Аэродинамический спектр крыла

висит от формы профиля крыла и его углов атаки. Наименьшее значение $\theta = 2,5-3^\circ$.

Вопрос о третьем факторе, характеризующем силу R , — о точке ее приложения — будет подробно рассмотрен в разделе 18.

ЗАДАЧИ

Задача 7

Как изменится полная аэродинамическая сила R крыльев, если: а) увеличить скорость движения в 2 раза; б) уменьшить площадь крыла в 2 раза; в) если при прочих равных условиях изменится высота полета с 2000 м на 700 м?

Ответ:

а) сила R увеличится в $2^2 = 4$ раза;

б) сила R уменьшится также в 2 раза;

в) сила R уменьшится пропорционально уменьшению массовой плотности, т. е.

$$\frac{\rho_{2000}}{\rho_{700}} = \frac{0,103}{0,06} = 1,72 \text{ раза.}$$

Задача 8

Чему равна полная аэродинамическая сила крыла на высоте $H = 5000$ м, если его площадь равна 50 м^2 , $c_R = 0,10$, а скорость полета $V = 360 \text{ км/час}$? Массовая плотность $\rho_{5000} = 0,075$.

Пересчитываем скорость, выраженную в километрах в час, в метры в секунду по формуле:

$$V_{\text{м/сек}} = \frac{V \text{ км/час}}{3,6}$$

Тогда

$$V = \frac{360}{3,6} = 100 \text{ м/сек,}$$

а сила

$$R = 0,10 \frac{0,075 \cdot 100^2}{2} 50 = 1875 \text{ кг.}$$

Задача 9

Найти коэффициент аэродинамической силы R , если продувка производилась при массовой плотности $\rho_0 = 0,125$, площадь модели крыла $S = 0,5 \text{ м}^2$, скорость воздуха в трубе $V = 50 \text{ м/сек}$, а сила R на аэродинамических весах оказалась равной $5,5 \text{ кг}$.

$$c_R = \frac{R}{qS} = \frac{R}{\frac{\rho_0 V^2}{2} S} = \frac{2R}{\rho_0 V^2 S} = \frac{2 \cdot 5,5}{0,125 \cdot 50^2 \cdot 0,5} = 0,0704.$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называют углом атаки крыла? На что он влияет?
2. Какие бывают углы атаки? Покажите моделью движение самолета с различными углами атаки.
3. Сравните обтекание крыла и каплевидного тела.
4. Какие причины вызывают появление силы R крыла?
5. Проанализируйте формулу силы R крыла.
6. От чего зависит коэффициент c_R ?

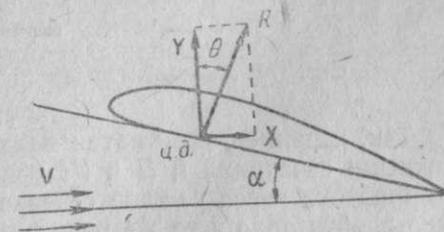
13. Разложение полной аэродинамической силы

Возьмем крыло, движущееся в потоке воздуха под углом α к нему; на крыло действует полная аэродинамическая сила R .

Разложим силу R на два направления: одно — перпендикулярно к направлению потока воздуха (или к направлению движения крыла) и другое — параллельно направлению потока; получим две составляющие ее силы Y и X (фиг. 191).

Сила Y , направленная всегда перпендикулярно к направлению потока, называется подъемной силой крыла. Это

и есть та сила, с помощью которой самолет держится в воздухе. Направление подъемной силы ничем не связано с направлением хорды крыла. Только при одном угле атаки $\alpha = 0$ подъемная



Фиг. 191. Разложение полной аэродинамической силы на ее составляющие

сила перпендикулярна к направлению потока воздуха и хорде крыла, так как в этом случае они совпадают.

Сила X называется силой лобового сопротивления крыла. Она направлена всегда в сторону, обратную движению крыла, и совпадает с направлением потока воздуха.

Очевидно, что для продвижения крыла в воздухе нужно преодолеть только одну составляющую силы полного сопротивления крыла R — лобовое сопротивление X , так как другая составляющая — подъемная сила Y — никакой затраты мощности на себя не требует вследствие перпендикулярности к траектории движения.

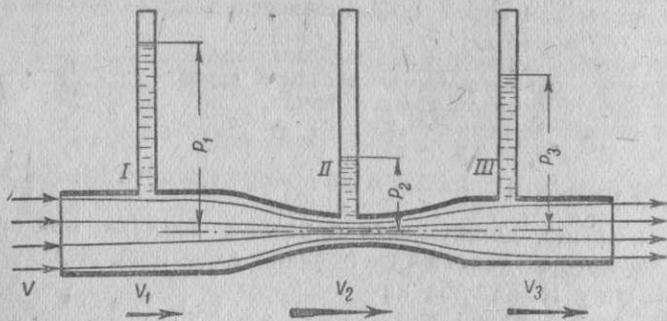
Чем больше подъемная сила крыла и чем меньше его лобовое сопротивление, тем крыло в аэродинамическом отношении лучше. Поэтому аэродинамическое качество крыльев и оценивается отношением полезной, несущей силы Y к вредной силе лобового сопротивления X .

Выясним причины возникновения и величину сил Y и X крыла.

Закон Бернулли

Закон Бернулли формулируется следующим образом.

При установившемся движении жидкости или воздуха сумма статического и динамического давлений в любом сечении струи является величиной постоянной.



Фиг. 192. Движение жидкости в трубе переменного сечения

Так, например, если поток воздуха проходит через трубу с различными сечениями I , II и III (фиг. 192), то для неразрывности потока через каждое сечение трубы в единицу времени должно пройти одно и то же количество воздуха (такое движение воздуха и будет являться установившимся). Сколько воздуха войдет через сечение I трубы, столько же должно его выйти через сечение III . Очевидно, через более узкое сечение II только в том случае пройдет в единицу времени такое же количество воздуха, что и через широкое сечение I , если скорость воздуха в сечении II будет больше.

Таким образом, наибольшая скорость V_2 будет в самом узком сечении II , самая малая скорость V_1 будет в наиболее широком сечении I .

С другой стороны, известно, что энергия струи не может измениться (закон сохранения энергии). Если исключить трение воздуха о стенки трубы, то энергия струи будет состоять из двух основных частей: кинетической энергии струи — за счет скорости движения воздуха (так называемое динамическое давление его или скоростной напор) и энергии струи за счет статического давления воздуха в ней. Так как сумма их должна оставаться постоянной, то в сечении II , где скорость потока (кинетическая энергия) наибольшая, статическое давление в струе должно уменьшаться.

Таким образом, в сечении II , где скорость V_2 потока наибольшая, давление p_2 будет наименьшим. В сечении I , где скорость V_1 потока самая малая, давление p_1 в струе будет наибольшим.

Приведем несколько примеров, подтверждающих закон Бернулли.

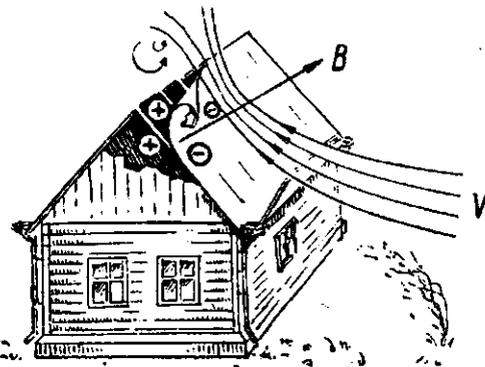
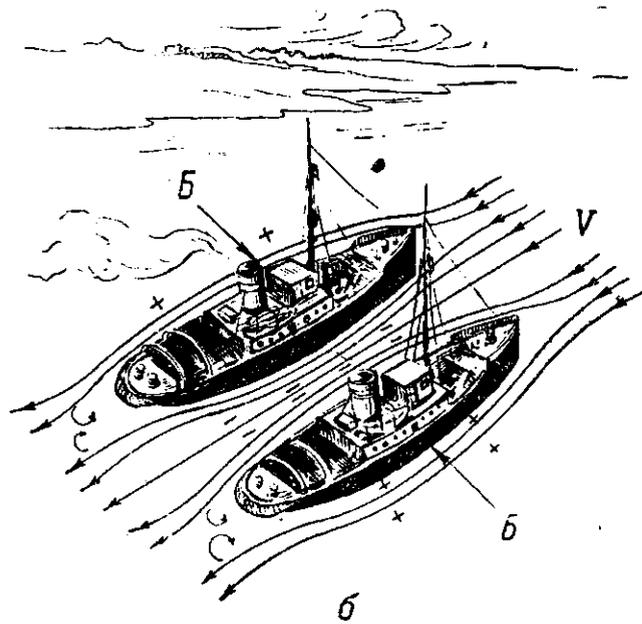
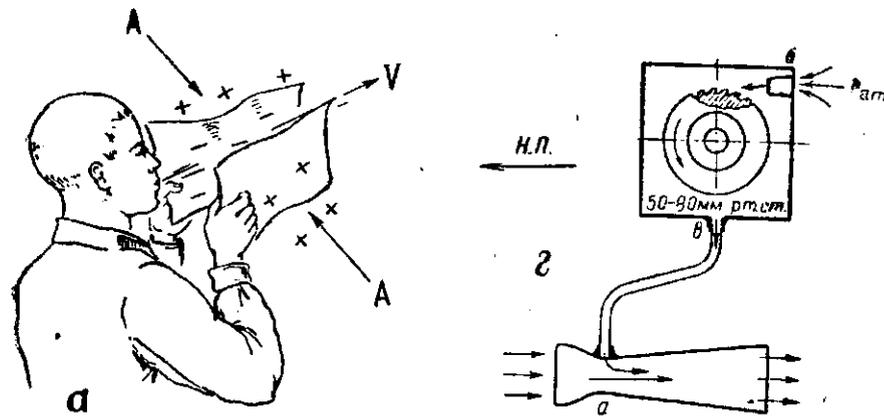
Если создать поток воздуха между двумя параллельно расположенными листами бумаги (фиг. 193, а), то они не разойдутся, как кажется на первый взгляд, а, наоборот, сойдутся под действием сил A , так как скорость воздуха между листами окажется большей, а давление соответственно меньшим, чем снаружи.

Два судна, плывущие рядом по реке (фиг. 193, б), могут столкнуться, так как струя воды, попадающая между ними, сужается, скорость в ней возрастает, а давление падает, что заставляет суда под действием возникающих сил B приближаться один к другому.

По этой же причине сильный ветер срывает крыши с домов (фиг. 193, в). Под крышей движения воздуха нет, — давление равно атмосферному. Над крышей воздух движется с большой скоростью, вследствие чего давление снаружи понижается. Возникает сила B , отрывающая крышу от стропил.

На том же принципе основана работа трубки Вентури (фиг. 193, г), применяемой на ряде авиационных приборов. Через ее наиболее узкое сечение a с большой скоростью проходит воздух, создавая здесь разрежение, достигающее до 50—80 мм рт. ст. Сечение a соединено с корпусом прибора, в котором на оси может вращаться металлический ротор — гироскоп. В корпус прибора через сопло b поступает атмосферный воздух, который благодаря созданному трубкой Вентури разрежению отсасывается ею через штуцер корпуса $в$. При своем движении от сопла b к штуцеру $в$ воздух раскручивает ротор прибора со скоростью 8 000—10 000 об/мин.

То же самое мы наблюдали и при изучении спектров обтекания пластинки, тела каплевидной формы и крыла. На фиг. 177, 180 и 190 вертикальной чертой m показаны места наибольшего сужения или поджатия струи, на наибольших скоростей потока и наименьших давлений в струе воздуха.

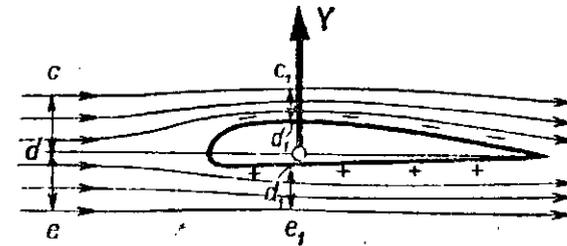


Фиг. 193. Примеры, подтверждающие закон Бернулли

Подъемная сила крыла

Благодаря тому же закону Бернулли, которым пользуются для решения многих задач в различных областях техники, в том числе при создании многих авиационных приборов, и агрегатов двигателя, становится понятным также появление подъемной силы крыла.

Причины возникновения подъемной силы крыла. Возникновение подъемной силы крыла с достаточной полнотой можно обосновать законом Бернулли. На фиг. 194 видно, что сечение струи cd воздуха, движущегося над крылом, становится меньше (c_1d_1)



Фиг. 194. Возникновение подъемной силы крыла

вследствие чего скорости частиц воздуха здесь увеличиваются; одновременно сечение струи de , движущейся под крылом, также уменьшается (d_1e_1); но так как сужение струи под крылом меньше (вследствие меньшей выпуклости профиля), частицы воздуха будут двигаться под крылом с меньшей скоростью, чем над крылом. Кроме того, благодаря большей выпуклости верхней поверхности частицы воздуха проходят над крылом несколько больший путь, чем под крылом. Для того чтобы количество воздуха, набегающее на ребро атаки крыла, было равно тому его количеству, которое сбегает с ребра обтекания (неразрывность в струе воздуха), верхние частицы воздуха должны двигаться быстрее нижних.

Тогда вследствие больших скоростей над верхней поверхностью крыла здесь, по закону Бернулли, создается пониженное, а под крылом — повышенное давление, благодаря чему появится подъемная сила Y крыла.

Таким образом причиной появления подъемной силы крыла является разность давлений под крылом и над ним.

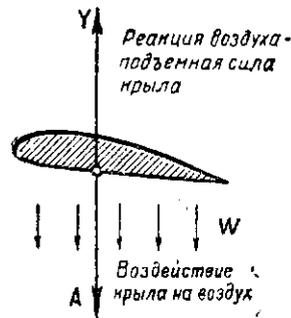
Рассматривая воздействие крыла на массу воздуха во время полета, замечаем, что к верхней поверхности крыла вследствие пониженного давления над ним воздух непрерывно подсасывается, а нижней поверхностью крыла вследствие повышенного давления под ним воздух непрерывно отбрасывается вниз. Создается движение воздуха вниз со скоростью W под воздействием некоторой силы A (фиг. 195).

Масса воздуха, обладающая массовой плотностью ρ и, следовательно, определенной инертностью, сопротивляясь отбрасыванию вниз, действует на крыло снизу вверх с такой же по вели-

чине силой Y , с какой крыло отбрасывает воздух сверху вниз. Эта реакция воздуха и является подъемной силой Y крыла.

Отсюда можно сделать вывод, что самолет держится в воздухе вследствие реакции инертной массы воздуха, непрерывно отбрасываемой крыльями самолета вниз.

Большая часть всей подъемной силы крыла (примерно две трети ее) создается вследствие пониженного давления над крылом, так как наибольшую роль в создании силы Y играет обтекание крыла сверху. Поэтому нужно всемерно улучшать обтекание верхней поверхности крыла (особенно у ребра атаки) и не устанавливать на крыле агрегатов, нарушающих обтекание или затрудняющих его. В случае необходимости установить на крыло какую-либо деталь лучше делать это не на верхней поверхности крыла, а на нижней.



Фиг. 195. Принцип создания крылом подъемной силы

Для поддержания веса самолета в воздухе достаточно небольшой разности давлений под крылом и над ним. Если взять повышенное давление под крылом равным 1 кг/см^2 , а пониженное давление над крылом $0,99 \text{ кг/см}^2$, то 1 м^2 несущей поверхности крыла создаст подъемную силу, равную 100 кг .

Действительно, перепад давлений равен $1 - 0,99 = 0,01 \text{ кг/см}^2$. Так как в 1 м^2 заключается $100 \times 100 \text{ см}^2$, то общая подъемная сила 1 м^2 площади крыла будет способна поддержать в воздухе вес, равный $0,01 \cdot 10\,000 = 100 \text{ кг}$. Таким образом, самолет-истребитель при весе в $2\,000 \text{ кг}$ должен иметь крыло с площадью $S = 20 \text{ м}^2$. Обычный перепад давлений в горизонтальном полете, когда подъемная сила должна быть равна весу самолета, достигает значений $0,006 - 0,008 \text{ кг/м}^2$; такой небольшой разницы давлений оказывается достаточно для того, чтобы создать подъемную силу, способную поддержать самолет в воздухе.

Величина подъемной силы крыла определяется по формуле

$$Y = c_y q S = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \text{ кг}, \quad (12)$$

где c_y — коэффициент подъемной силы (отвлеченная величина);

q — скоростной напор воздуха, кг/м^2 ;

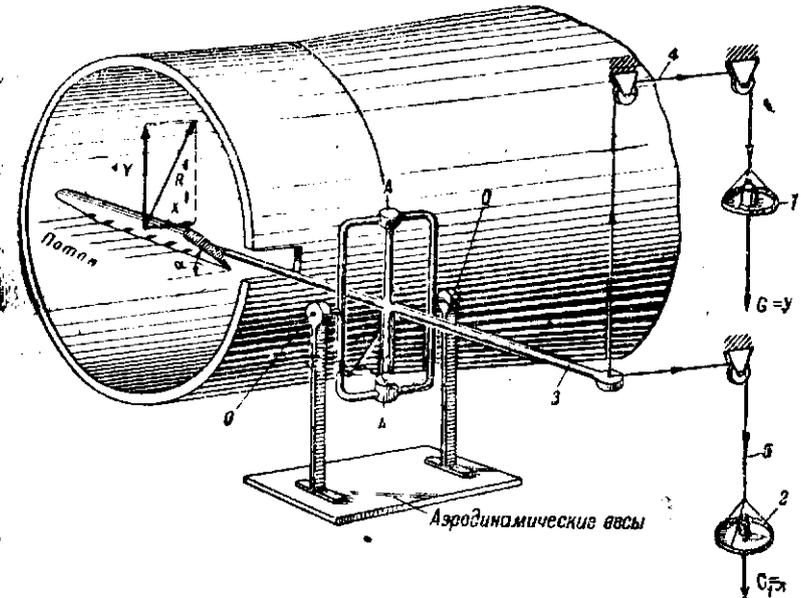
S — несущая поверхность крыльев, м^2 .

Из формулы (12) видно, что сила Y зависит от тех же величин (за исключением коэффициента c_y), что и сила R , так как первая является составляющей второй.

Следовательно, подъемная сила крыла прямо пропорциональна массовой плотности и квадрату скорости потока воздуха, площади несущей поверхности крыла и его коэффициенту подъемной силы.

Коэффициент подъемной силы c_y . Коэффициент подъемной силы представляет одну из основных величин, характеризующих профиль крыла.

Как и коэффициент полной аэродинамической силы крыла c_R ; коэффициент c_y определяется продувкой модели крыла в аэродинамической трубе на разных углах атаки. На фиг. 196 показано крыло во время продувки в аэродинамической трубе. Крыло, установленное в трубе, имеет две оси вращения — горизонтальную OO и вертикальную AA . Подъемная сила продуваемого крыла отклоняет его вверх, поворачивая крыло вокруг горизонтальной оси OO заставляя через стержень 3 и нить 4 подниматься верхнюю



Фиг. 196. Принципиальная схема определения подъемной силы и лобового сопротивления крыла продувкой в аэродинамической трубе: 1, 2 — чашки весов для замера сил Y и X ; 3 — стержень с двумя осями вращения OO и AA ; 4, 5 — нити к чашкам весов 1 и 2

чашку 1 аэродинамических весов. Уравновесив гирями эту чашку, можно найти величину силы Y (ее покажет вес гирь в момент равновесия, так как $G = Y$).

Устанавливая крыло под разными углами атаки, измеряют с помощью аэродинамических весов для каждого угла атаки подъемную силу Y крыла и определяют все остальные величины: R , S и V .

Числовое значение коэффициента подъемной силы подсчитывают по формуле

$$c_y = \frac{Y}{qS}. \quad (13)$$

Максимальное значение коэффициента c_x , так называемый $c_{x\max}$ у современных крыльев колеблется в пределах 1,2—1,4.

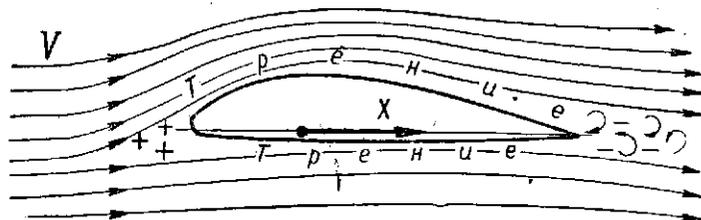
Основные факторы, от которых зависит величина коэффициента c_x , — профиль крыла, его угол атаки и состояние поверхности крыла, особенно верхней.

Лобовое сопротивление крыла

Лобовое сопротивление крыла является одной из основных характеристик для оценки крыла в аэродинамическом отношении.

Выше было отмечено, что чем меньше лобовое сопротивление, тем аэродинамически выгоднее крыло, тем меньше полезной мощности затрачивается на продвижение его в воздухе.

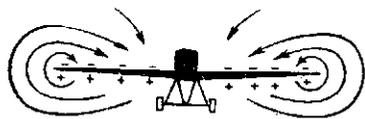
Лобовое сопротивление X крыла, так же как и плоской пластинки, возникает вследствие разности давлений перед крылом (повышенное) и за ним (пониженное) и от трения частиц воздуха о поверхность крыла (фиг. 197).



Фиг. 197. Возникновение силы лобового сопротивления

Чем лучше профиль крыла, чем он более удобообтекаем, чем меньше на крыле посторонних деталей, чем глаже поверхность крыла, тем меньше вихрей появляется вследствие трения и тем меньше лобовое сопротивление крыла (сила X).

Кроме того, лобовое сопротивление увеличивается за счет вихрей, образующихся на концах крыльев (фиг. 198). Вихри на



Фиг. 198. Образование вихрей на концах крыльев

концах крыльев возникают вследствие стремления частиц воздуха перейти из области повышенного давления под крылом в область пониженного давления над ним.

Интенсивность завихрения воздушного потока растет с увеличением разности давлений под крылом и над ним. Чем меньше удлинение крыла, тем энергичнее вихреобразование на его концах и тем больше лобовое сопротивление. С увеличением удлинения крыла лобовое сопротивление уменьшается.

Профильное и индуктивное сопротивление. Силу лобового сопротивления X крыла, всегда направленную параллельно потоку

воздуха, можно разделить на две составные части: профильное и индуктивное сопротивление, т. е.

$$X = X_p + X_i \text{ кг,} \quad (14)$$

где X_p — профильное и X_i — индуктивное сопротивление крыла.

Профильное сопротивление возникает в результате разности давления перед крылом (повышенное) и за ним (пониженное) и трения частиц воздуха о поверхность крыла (фиг. 197). Сила X направлена всегда параллельно потоку воздуха.

Профильное сопротивление зависит от формы профиля крыла, неровностей на его поверхности и угла атаки. У толстых профилей, при прочих равных условиях, сила X больше, чем у тонких.

Неровности на поверхности крыла увеличивают профильное сопротивление; это особенно относится к передней кромке крыла. Поэтому на многих металлических самолетах, где обшивка крыла крепится заклепками, у ребра атаки делают клепку впотай; это значительно снижает профильное сопротивление крыла. По этой же причине вся поверхность крыла должна быть хорошо отполированной и ровно окрашенной, без вмятин и наружных швов. Кроме того, на профильное сопротивление влияют пыль, грязь, следы масла на поверхности крыла, нарушение наружного слоя краски и другие дефекты, появляющиеся на поверхности крыла в результате небрежного ухода и искажения профиля крыла.

Изменение углов атаки почти не влияет на ту часть профильного сопротивления, которая зависит от трения воздуха о крыло. На малых углах атаки сопротивление трения составляет основную часть профильного сопротивления. Другая часть профильного сопротивления, связанная с разностью давлений впереди и сзади крыла, вследствие возникновения вихрей над верхней поверхностью крыла возрастает на больших углах атаки. Поэтому профильное сопротивление на больших углах атаки также возрастает.

Индуктивное сопротивление. Во время полета под крылом создается повышенное, а над крылом — пониженное давление. Разность этих давлений вызывает движение частиц воздуха на концах крыльев из области повышенного давления в область пониженного давления. Вследствие этого на концах крыльев создаются вихри, вращающиеся внутрь, навстречу один другому (фиг. 199, а).

Эти вихри действуют на всю массу воздуха, обтекающего крыло, придавая ей дополнительную скорость W , направленную вниз. Вихри отклоняют поток воздуха вниз на угол $\Delta\alpha$, называемый углом сноса потока (фиг. 199, б). Отклонение потока на угол $\Delta\alpha$ уменьшает угол атаки крыла.

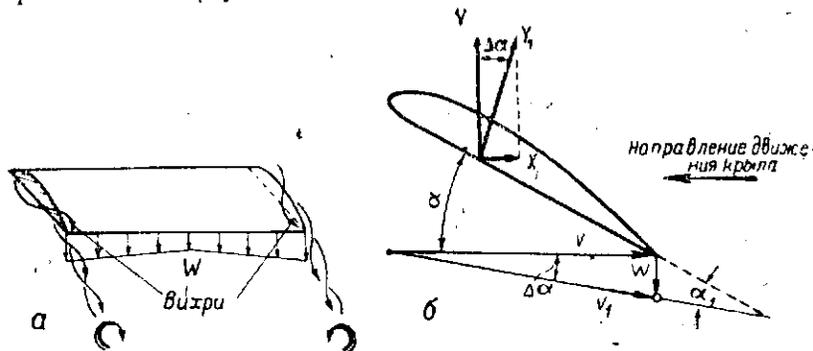
Извне воздух набегаем на крыло со скоростью V под углом атаки α . Сложив скорость V с дополнительной скоростью W , получим новую скорость потока V_1 , составляющую с поверхностью крыла новый угол атаки α_1 . Очевидно, новый угол атаки α_1 меньше прежнего α и как раз на величину сноса потока $\Delta\alpha$.

Без учета сноса потока подъемная сила Y перпендикулярна к направлению скорости V ; вследствие сноса потока сила Y от-

клонится назад и займет положение Y_1 , перпендикулярное к направлению скорости V_1 (подъемная сила всегда перпендикулярна к направлению скорости воздуха). Так как угол атаки крыла уменьшился, сила Y_1 будет несколько меньше Y .

Крыло (самолет) продолжает двигаться по направлению V , к которому новая подъемная сила Y_1 оказывается направленной под углом, не равным 90° ; поэтому сила Y дает составляющую X_1 , действующую в направлении, обратном движению крыла. Эта составляющая подъемной силы и есть индуктивное сопротивление крыла. Чем больше подъемная сила, тем больше индуктивное сопротивление крыла; если $V = 0$, то и $X_1 = 0$.

С увеличением удлинения крыла снос, потока и индуктивное сопротивление X_i уменьшаются.



Фиг. 199. Возникновение индуктивного сопротивления

Сила X_i , сложенная с профильным сопротивлением X_p крыла, увеличивает его лобовое сопротивление X .

На малых углах атаки индуктивное сопротивление мало, и поэтому основную часть силы X составляет профильное сопротивление. С увеличением углов атаки основную часть лобового сопротивления X составляет индуктивное сопротивление.

Величина силы лобового сопротивления определяется по следующей формуле:

$$X = c_x q S = c_x \frac{\rho V^2}{2} S \text{ кг.} \quad (15)$$

Новой величиной в этой формуле является коэффициент лобового сопротивления c_x , остальные значения те же, что и в формуле подъемной силы крыла.

Лобовое сопротивление крыла прямо пропорционально массовой плотности воздуха, площади крыла, квадрату скорости движения и коэффициенту лобового сопротивления c_x .

Коэффициент лобового сопротивления. Коэффициент лобового сопротивления крыла наряду с коэффициентом подъемной силы является основной характеристикой профиля.

Числовое значение c_x определяют по формуле.

$$c_x = \frac{X}{qS}, \quad (16)$$

получая все необходимые величины из продувок в аэродинамической трубе.

Величину силы X находят с помощью гирь, устанавливаемых на нижней чашке 2 аэродинамических весов (см. фиг. 196). Сила X оборачивает стержень вокруг вертикальной оси AA , поднимая помощью нити нижнюю чашку 2. Вес уравнивающих гирь даст числовое значение X ($G_1 = X$).

Коэффициент лобового сопротивления зависит от формы крыла, профиля, очертание в плане и удлинение), от степени обработки состояния его поверхности при эксплуатации и от углов атаки. Коэффициент c_x является отвлеченной величиной и, как установлено опытами, никогда не бывает равен нулю, так как трение воздуха о поверхность крыла всегда имеет место.

Выше было сказано, что угол θ , заключенный между силами Y и R , не может равняться нулю. Теперь это становится понятным. В самом деле, раз невозможно равенство $c_x = 0$, то и сила X не может быть равна нулю. Поэтому сила R за счет лобового сопротивления (одной своей составляющей) будет всегда отклонена от подъемной силы крыла (второй своей составляющей) на какой-то угол θ .

ЗАДАЧИ

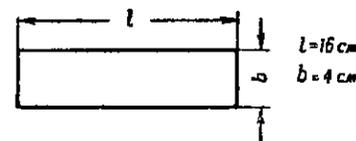
Задача 10

Найти площадь крыльев, необходимую для создания подъемной силы $Y = 3600$ кг, если скорость движения $V = 40$ м/сек, а $c_y = 0,8$. Условия полета нормальные.

$$S = \frac{Y}{c_y \frac{\rho V^2}{2}} = \frac{3600}{0,8 \cdot \frac{1,225 \cdot 40^2}{2}} = 45 \text{ м}^2.$$

Задача 11

Найти значения коэффициентов c_y и c_x , если во время продувок крыла (фиг. 200) было получено: $V = 18$ м/сек, $Y = 0,036$ кг, $X = 0,006$ кг. Продувка производилась в нормальных условиях.



Фиг. 200. (К задаче 11)

Найдем площадь S крыла в кв. метрах:

$$S = lb = 0,16 \cdot 0,04 = 0,0064 \text{ м}^2;$$

$$c_y = \frac{Y}{S \frac{\rho V^2}{2}} = \frac{2 \cdot 0,036}{0,1225 \cdot 0,0064 \cdot 18^2} = 0,276;$$

$$c_x = \frac{X}{S \frac{\rho V^2}{2}} = \frac{2 \cdot 0,006}{0,1225 \cdot 0,0064 \cdot 18^2} = 0,0464.$$

Задача 12

Найти подъемную силу и лобовое сопротивление крыла площадью $S = 50 \text{ м}^2$, движущегося в воздухе со скоростью 72 м/сек , если $c_y = 0,5$, $c_x = 0,032$; условия полета нормальные. $\rho = 0,125 \text{ кг·сек}^2/\text{м}^4$. Выяснить, во сколько раз Y больше X . По формуле (12) находим:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = 0,5 \frac{0,125 \cdot 72^2}{2} 50 = 8100 \text{ кг.}$$

По формуле (15) находим:

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0,032 \frac{0,125 \cdot 72^2}{2} 50 = 518,4 \text{ кг.}$$

Подъемная сила больше лобового сопротивления в

$$\frac{Y}{X} = \frac{8100}{518,4} = 15,6 \text{ раза.}$$

Тот же результат мы могли получить и не подсчитывая значений Y и X , а вывев отношение их коэффициентов, величиной которых только и различаются силы Y и X :

$$\frac{c_y}{c_x} = \frac{0,5}{0,032} = 15,6.$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Изобразите схему сил, действующих на крыло при $\alpha = 0^\circ$, при $\alpha = 10^\circ$.
2. Как направлены всегда силы Y и X крыла?
3. Сформулируйте закон Бернулли.
4. Объясните, почему в узком сечении трубы скорость движения увеличивается, а давление уменьшается?
5. Приведите примеры из жизни, подтверждающие закон Бернулли.
6. Объясните причину возникновения подъемной силы крыла.
7. Расскажите, как происходит взаимодействие сил между крылом и воздухом во время полета.
8. За счет чего создается основная часть подъемной силы крыла?
9. От чего зависит величина силы Y крыла?
10. От чего зависит коэффициент c_y ?
11. Вследствие каких причин возникает лобовое сопротивление крыла?
12. Из каких частей состоит лобовое сопротивление крыла?
13. Как возникает и от чего зависит профильное сопротивление крыла?
14. Какую силу называют индуктивным сопротивлением крыла? Как она проявляется?
15. От чего зависит лобовое сопротивление крыла?
16. От чего зависит коэффициент c_x ? Может ли он равняться нулю?

14. Качество крыла

Выше мы разобрали, как возникают подъемная сила крыла, необходимая для поддержания самолета в воздухе, и лобовое сопротивление, на преодоление которого затрачивается мощность двигателя. Величина этих сил зависит от ряда факторов, в том числе и от профиля крыла.

За величину, определяющую аэродинамическую выгодность крыла с данным профилем, принимают отношение подъемной силы крыла к лобовому сопротивлению, или число, показывающее, во сколько раз сила Y больше силы X .

Величина отношения подъемной силы крыла к его лобовому сопротивлению называется аэродинамическим качеством крыла K .

$$K = \frac{Y}{X}. \quad (17)$$

Заменяв значения сил Y и X их значениями из формул (12) и (15), найдем

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{c_y q S}{c_x q S} = \frac{c_y}{c_x}.$$

$$K = \frac{c_y}{c_x}, \quad (18)$$

где K — безразмерная величина.

Иначе аэродинамическое качество может быть представлено как отношение между весом поднимаемого крылом груза и затраченной на движение крыла силой:

$$K = \frac{G}{P}, \quad (19)$$

где G — вес самолета, равный подъемной силе крыла;

P — сила тяги винга, равная лобовому сопротивлению X .

Качество крыла зависит от угла атаки, профиля крыла, формы крыла в плане, от удлинения крыла, от обработки и состояния его поверхности.

Наибольшим качеством обладают тонкие, двояковыпуклые профили, хотя они и не имеют больших значений коэффициентов подъемной силы. Наряду с небольшими значениями коэффициентов c_y , коэффициенты лобового сопротивления таких профилей намного меньше, чем у других профилей, поэтому качество крыла, равное отношению этих коэффициентов, оказывается довольно высоким (20—25 у лучших профилей).

Толстые профили, с вогнутой нижней поверхностью, обладают самыми высокими значениями c_y , но вместе с тем имеют наибольшие коэффициенты c_x . Поэтому их качество значительно меньше, чем тонких профилей, и находится в пределах 11—15. Средние по толщине профили имеют качество, равное 18—20.

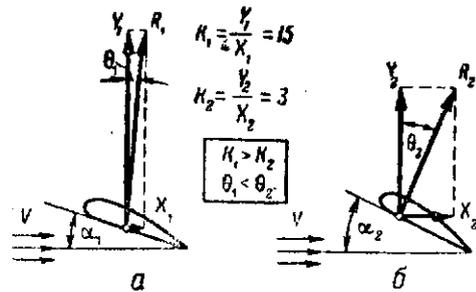
На качество крыла влияет также и его форма в плане. Крылья с прямоугольными очертаниями, без закруглений на концах, без плавных переходов в стыке с фюзеляжем обладают, при прочих равных условиях, меньшим качеством, чем крылья с закругленными краями. Подавляющее большинство современных самолетов имеет крылья именно таких плавных очертаний.

Лобовое сопротивление крыла связано с его удлинением следующей зависимостью: если увеличивать удлинение крыла, лобовое сопротивление будет уменьшаться. Это объясняется тем, что при большем удлинении крыла будет меньше влияние вихреобразования на его концах (см. фиг. 198), от которого зависит вели-

чина силы X . Поэтому с увеличением удлинения качество крыла увеличивается, а с уменьшением удлинения оно уменьшается.

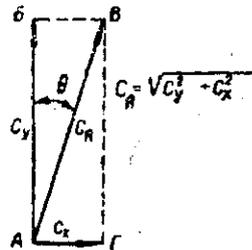
Изменение качества крыла можно изобразить графически. Из рассмотрения фиг. 201, *a* и *б* видно, что вместе с качеством крыла изменяется и угол θ между подъемной силой Y и силой полного сопротивления R .

При угле атаки α_1 (фиг. 201, *a*), с максимальным качеством крыла $K_{\max} = 15$, угол θ_1 невелик. При угле атаки α_2 (фиг. 201, *б*) качество



Фиг. 201. Качество и угол качества крыла

Зависимость угла θ от качества крыла может быть выражена следующим образом: с увеличением качества крыла угол θ уменьшается, с уменьшением качества крыла, наоборот, растет. Такая связь дает возможность просто и наглядно оценить аэродинамическое качество крыльев. Чем больше лобовое сопротивление крыла, тем больше отклонена назад сила R , тем больше угол качества и тем меньше качество крыла.



Фиг. 202. Графическое определение коэффициента c_R

Угол качества θ можно получить графическим путем, зная значение коэффициентов c_y и c_x для какого-либо угла атаки. Для этого нужно построить прямоугольник (фиг. 202), стороны которого в масштабе равнялись бы заданным значениям c_y (вектор AB) и c_x (вектор AG). Угол между диагональю AB этого прямоугольника и стороной AB , соответствующей c_y , и будет углом качества θ . Диагональ AB построенного таким образом прямоугольника является коэффициентом полного сопротивления c_R .

По фиг. 201 видно, что

$$R^2 = Y^2 + X^2 \text{ (теорема Пифагора);}$$

аналогично этому (фиг. 202)

$$c_R^2 = c_y^2 + c_x^2$$

Тогда

$$c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2} \quad (20)$$

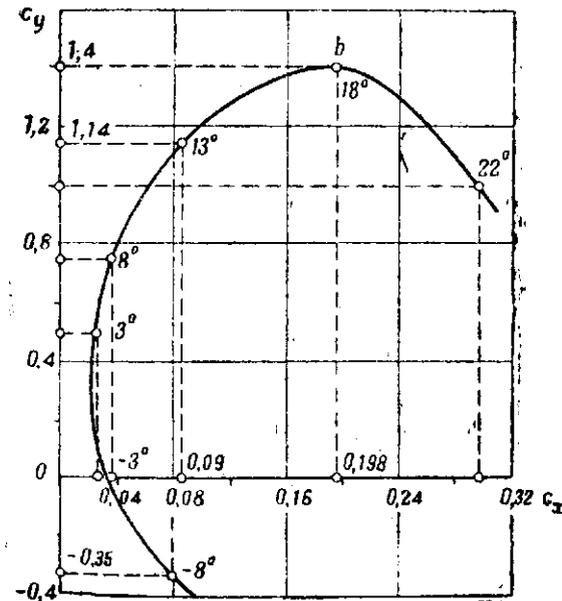
ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Напишите формулу качества крыла. Что оно характеризует?
2. От чего зависит качество крыла?
3. Чему равно примерное значение качества современных крыльев?
4. Какие профили отличаются большим и малым качеством?
5. В чем состоит зависимость качества крыла от его удлинения?
6. Как изменяется качество крыла при увеличении силы X и угла θ между силами R и Y ?

15. Кривая Лилиенталя для крыла

Для того чтобы более наглядно представить изменение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления с изменением углов атаки, строится так называемая кривая (поляра) Лилиенталя.

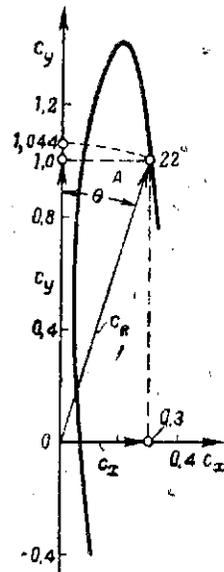
Кривая Лилиенталя является очень важным графиком, по которому можно находить ряд величин, характеризующих профиль крыла.



Фиг. 203. Порядок построения кривой Лилиенталя

Построение кривой. Имея таблицу аэродинамических коэффициентов профиля (табл. 3), кривую Лилиенталя строят следующим образом. Проводят две взаимно перпендикулярные оси: горизонтальную — ось абсцисс и вертикальную — ось ординат, которые вместе составляют систему координат (фиг. 203) с началом координат в точке O .

По оси ординат откладывают в масштабе коэффициенты подъемной силы c_y , по оси абсцисс откладывают в масштабе коэффициенты



Фиг. 204. Кривая Лилиенталя в одинаковых масштабах

лобового сопротивления c_x для того же профиля.

Беря из таблицы данные для какого-либо угла атаки, например для $\alpha = 18^\circ$, откладываем по оси координат значение коэффициента подъемной силы (в нашем случае $c_y = 1,4$) и проводя линию, параллельную оси абсцисс; откладываем по оси абсцисс соответствующее значение (в нашем случае $c_x = 0,198$) и проводят линию, параллельную оси ординат, до пересечения с предыдущей линией в точке b . Аналогично поступают с коэффициентами c_y и c_x для других α , например 13° , 8° и т. д., отмечая значения углов атаки возле точек пересечения. Полученные точки пересечения соединяют плавной кривой, называемой кривой Лилиенталя.

Для c_x масштаб берется обычно в 5 раз крупнее, так как его значения по сравнению с c_y малы и при одинаковых масштабах было бы трудно уловить изменение c_x по углам атаки. Вид кривой Лилиенталя в одинаковых масштабах для обоих коэффициентов приведен на фиг. 204. Эта кривая построена также по данным табл. 3

Таблица 3

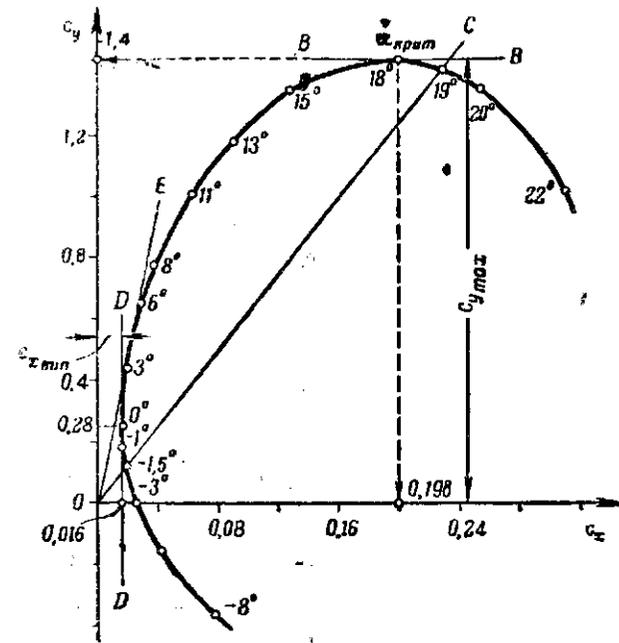
Аэродинамические коэффициенты профиля

α°	-8	-5	-3	-1	0	3	6
c_y	-0,35	-0,2	0	0,16	0,30	0,48	0,6
c_x	0,08	0,05	0,028	0,016	0,022	0,026	0,03
K	4,38	4	0	10	13,6	18,4	20
c_R	0,338	0,20	0,028	0,161	0,30	0,48	0,6
α°	8	11	13	15	18	20	22
c_y	0,74	1,0	1,14	1,30	1,4	1,2	1,0
c_x	0,038	0,06	0,09	0,122	0,198	0,250	0,30
K	19,5	16,7	12,7	10,7	7,1	4,8	3,3
c_R	0,74	1,002	1,144	1,306	1,416	1,224	1,044

Пользование кривой Лилиенталя и характерные углы атаки. По кривой Лилиенталя можно найти значения коэффициентов c_y и c_x для любого угла атаки. Так, для угла атаки $\alpha = 18^\circ$ $c_y = 1,4$, а $c_x = 0,198$ (фиг. 205). Кроме того, по кривой Лилиенталя легко проследить изменение коэффициентов c_y , c_x , c_R и изменение качества крыла по углам атаки.

Рассматривая кривую Лилиенталя на фиг. 205, замечаем, что изменение коэффициента c_y происходит следующим образом.

При угле атаки $\alpha = -3^\circ$ коэффициент подъемной силы $c_y = 0$. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы, так как здесь сила Y также равна нулю, или углом отвесного пикирования, так как на этом угле атаки самолет производит отвесное пикирование.



Фиг. 205. Характерные углы атаки на кривой Лилиенталя

С увеличением угла атаки до $\alpha = 0^\circ$ c_y довольно быстро растет до значения, примерно равного 0,28. Эта особенность — создавать подъемную силу даже при угле атаки, равном нулю, является характерной чертой всех несимметричных профилей, что объясняется неодинаковым обтеканием верхней и нижней поверхностей крыльев. У симметричных профилей при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ коэффициент подъемной силы $c_y = 0$, так как обтекание обеих поверхностей крыла совершенно одинаково.

По мере дальнейшего увеличения угла атаки c_y растет (вначале так же быстро, как и до $\alpha = 0^\circ$, а на больших углах атаки медленнее) до точки, которой соответствует наибольшее значение c_y . Этот угол атаки называется критическим $\alpha_{крит}$, а соответствующий коэффициент подъемной силы — $c_{y, макс}$.

На кривой Лилиенталя $c_{y, макс}$ находят проведением к ней горизонтальной касательной BB' . Точка касания укажет критический угол атаки; в нашем случае $\alpha_{крит} = 18^\circ$ (см. фиг. 205).

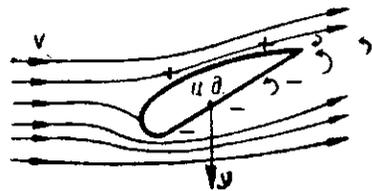
Дальнейшее увеличение углов атаки (за критический) прироста подъемной силы не дает, и коэффициент c_y начинает уменьшаться.

Критический угол атаки называют иногда посадочным, так как посадку самолета обычно производят на углах атаки, близких к $\alpha_{\text{крит}}$, точнее — несколько меньших его.

Наибольшим значением $c_{y \text{ max}}$ (до 1,8) обладают толстые, несимметричные профили, что делает их очень выгодными для применения на грузоподъемных тяжелых самолетах. Большие значения коэффициентов $c_{y \text{ max}}$ у этих профилей объясняются большой разницей в характере обтекания сильно выпуклой верхней поверхности крыла по сравнению с плоской или вогнутой нижней его поверхностью.

Симметричные и тонкие профили имеют гораздо меньшие значения $c_{y \text{ max}}$ (0,8—1,0).

На кривой Лилиенталя можно еще отметить ее нижнюю часть (ниже оси c_x), в пределах которой значения c_y , а значит и подъемной силы, отрицательные. Физический смысл отрицательной подъемной силы заключается в том, что при больших отрицательных углах атаки крыла повышенное давление создается не под ним, а над его верхней поверхностью; пониженное давление при этом создается под крылом. Поэтому подъемная сила будет направлена не от нижней поверхности крыла к верхней, как обычно, а наоборот, от верхней поверхности к нижней, как это показано на фиг. 206.



Фиг. 206. Возникновение отрицательной подъемной силы.

Изменение коэффициента c_x . С увеличением углов атаки коэффициент c_x увеличивается, причем значение его никогда не равняется нулю.

Наименьшее значение c_x будет примерно между углом атаки $\alpha = 0^\circ$ и углом атаки нулевой подъемной силы.

Значение коэффициента $c_{x \text{ min}}$ находят проведением вертикальной касательной DD к кривой Лилиенталя (см. фиг. 205). Точка касания дает искомый угол атаки, в нашем случае $\alpha = -1^\circ$, при этом значение $c_{x \text{ min}} = 0,016$.

Наименьшими значениями коэффициентов лобового сопротивления обладают симметричные и тонкие профили. У лучших из них $c_{x \text{ min}}$ доходит до 0,008.

У толстых, несимметричных профилей лобовое сопротивление значительно больше; $c_{x \text{ min}}$ таких профилей доходит до 0,02—0,04.

Изменение коэффициента c_R . Если кривая Лилиенталя построена в одинаковых масштабах (см. фиг. 204), то, соединив начало координат (точка O) с какой-либо точкой на кривой для любого угла атаки, например для $\alpha = 22^\circ$ (точка A), мы получим значение $c_R = 1,044$ (вектор OA), отложив его величину с помощью циркуля на ось c_y . Одновременно с определением c_R на такой кривой можно наглядно увидеть угол качества θ в его натуральную величину.

По кривой, показанной на фиг. 205, вследствие разных масштабов получить таким способом значение коэффициента c_R нельзя.

В этом случае, определив величину коэффициентов c_y и c_x по графику, подсчитывают значение c_R по формуле (20).

Значение коэффициента полной аэродинамической силы c_R крыла на большом диапазоне углов атаки практически почти не отличается от значений коэффициента подъемной силы c_y (см. табл. 3).

На угле атаки нулевой подъемной силы коэффициент $c_R = c_x$; с увеличением углов атаки до критического c_R также увеличивается; на углах атаки, больших $\alpha_{\text{крит}}$, коэффициент c_R , как и c_y , начинает уменьшаться.

Изменение качества крыла K . По кривой Лилиенталя, построенной в разных масштабах (см. фиг. 205), нельзя найти также и истинную величину угла качества θ , но оценивать качество профиля на различных углах атаки путем сравнения углов, соответствующих углу θ , можно и по ней. Совершенно очевидно, что качество крыла при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ больше, чем при $\alpha = 19^\circ$, так как в первом случае линия OE , проведенная из начала координат, составляет с осью c_y меньший угол, чем угол между линией OC и той же осью c_y для угла атаки $\alpha = 19^\circ$ (хотя эти углы и не являются истинными углами качества). Предложенный для сравнения способ прост и нагляден, поэтому по кривой Лилиенталя легко проследить, как изменяется качество крыла по углам атаки.

При угле атаки нулевой подъемной силы ($\alpha = 3^\circ$), на котором $c_y = 0$, качество крыла также равно нулю.

С увеличением углов атаки качество крыла увеличивается, так как угол качества уменьшается и при каком-то угле атаки достигает наибольшего значения K_{max} ($\alpha = 6^\circ$).

Угол атаки, которому соответствует наибольшее качество, называется наименьшим углом атаки. Обозначим его $\alpha_{\text{нв}}$. У большинства профилей значение наименьшего угла атаки $\alpha_{\text{нв}}$ находится в пределах $6—9^\circ$. Угол качества θ в этом случае имеет наименьшее значение; по кривой Лилиенталя этот угол находят проведением к ней касательной OE из начала координат; точка касания укажет $\alpha_{\text{нв}}$, так как угол θ между касательной и осью c_y будет наименьшим. Чтобы найти числовое значение K_{max} , нужно значение c_y для этого угла атаки разделить на соответствующее значение c_x .

С дальнейшим увеличением углов атаки (после наименьшего) угол качества увеличивается, а качество крыла уменьшается; на критическом угле атаки оно будет намного меньше, несмотря на то, что значение c_y здесь наибольшее. Это объясняется тем, что вместе с ростом c_y увеличивается и c_x , причем на углах атаки, близких к критическому, c_x растет значительно быстрее, чем c_y .

Поэтому отношение $\frac{c_y}{c_x}$ становится меньше.

Углы атаки с одинаковым качеством находят проведением секущей OC через кривую Лилиенталя; на фиг. 205 линия OC пересекает поляру в двух точках: $\alpha = -1,5^\circ$ и $\alpha = 19^\circ$. Вследствие того что угол между секущей OC и осью c_y для этих углов атаки общий, качество крыла в обоих случаях будет одинаково.

Влияние удлинения крыла на качество крыла, описанное в разделе 14, должно найти свое отражение и на кривой Лилиенталя.

У крыла с большим удлинением вихри на концах крыльев меньше влияют на обтекание крыла, — это уменьшает лобовое сопротивление и его коэффициент c_x при тех же значениях c_y . Вследствие этого кривая Лилиенталя для крыла с большим удлинением должна пройти ближе к оси c_y ; углы качества крыла с большим удлинением соответственно меньше, а самое качество больше.

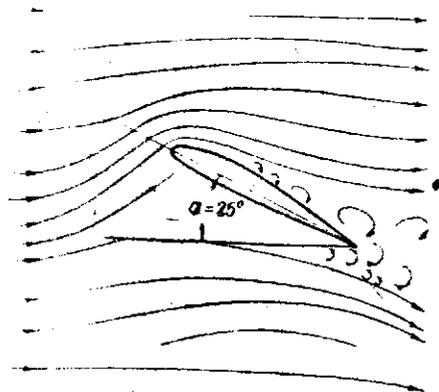
Таким образом, с увеличением удлинения крыла растет его качество, а кривая Лилиенталя приближается к оси c_y .

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что показывает кривая Лилиенталя?
2. Постройте кривую Лилиенталя по данным табл. 3.
3. Пользуясь фиг. 205, найдите значения коэффициентов c_y и c_x для углов атаки $\alpha = -3^\circ$; 3° ; 22° .
4. Как изменяется коэффициент c_y с увеличением углов атаки? Чему равно наибольшее значение $c_{y, \max}$ по фиг. 205?
5. Как изменяется коэффициент c_x с увеличением углов атаки? Чему равно наименьшее значение c_x по фиг. 205?
6. При каком угле атаки качество крыла больше: при $\alpha = 13^\circ$ или при $\alpha = 18^\circ$? Почему?
7. Какой угол атаки называют критическим? Как его найти на кривой Лилиенталя?
8. Какой угол атаки называют наилучшим? Найдите его по фиг. 205.
9. Как найти угол атаки нулевой подъемной силы? Чем он характерен?
10. Может ли быть у крыла отрицательная подъемная сила? Покажите на модели самолета, как она направлена.
11. Какие профили создают наибольшую и наименьшую подъемную силу?
12. Как по кривой Лилиенталя найти два угла атаки с одинаковым качеством?

16. Обтекание крыла на больших углах атаки

По кривой Лилиенталя видно, что по мере увеличения углов атаки до критического коэффициент подъемной силы хотя и растет, но медленнее, чем на малых углах атаки. С увеличением же углов атаки за критический значение c_y начинает падать.



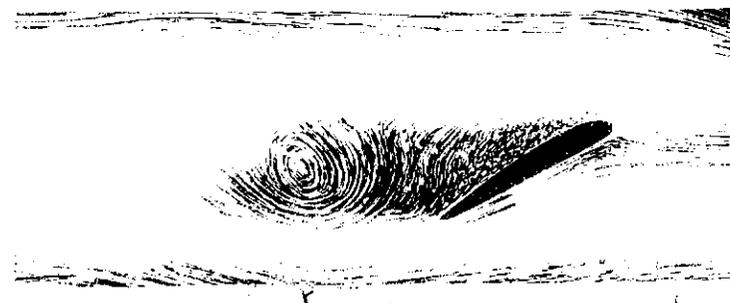
Фиг. 207. Схема обтекания крыла на больших углах атаки

Причины падения c_y за углом $\alpha_{\text{крит}}$. Обтекание крыла на малых и больших углах атаки резко различается, что видно при рассмотрении аэродинамического спектра крыла на больших углах α (фиг. 207).

Частицы воздуха обтекают профиль не ровными, плавными струйками, как это происходит на малых углах атаки; воздушный поток не прижимается к крылу, а, наоборот, отрывается от его верхней поверхности; начинается более интенсивное, чем при меньших

углах атаки, образование вихрей и гораздо ближе к ребру атаки крыла, почти сразу за ним (фиг. 208). Вследствие возникновения вихрей над крылом уменьшается скорость движения воздуха и повышается его давление. В итоге разность давлений под крылом и над ним хотя и остается, но она становится меньше, вследствие чего коэффициент подъемной силы крыла также уменьшается.

Уменьшается c_y за критическим углом у различных профилей не одинаково: быстрее у тонких и вогнутых профилей и медленнее у толстых и симметричных профилей.



Фиг. 208. Аэродинамический спектр крыла на большом угле атаки

Замедленный рост коэффициента подъемной силы на больших углах атаки до критического и падение его на углах атаки, больших критического, препятствуют уменьшению посадочной скорости самолета, что усложняет самую посадку.

Чтобы уменьшить посадочную скорость, на современных самолетах применяют специальные устройства, которые не только задерживают падение c_y за критическим углом атаки, но еще и увеличивают значение $c_{y, \max}$.

Способы увеличения $c_{y, \max}$. Для увеличения $c_{y, \max}$ крыльев применяют предкрылки, закрылки, простые щитки, щитки Цапа, ЦАГИ и др.

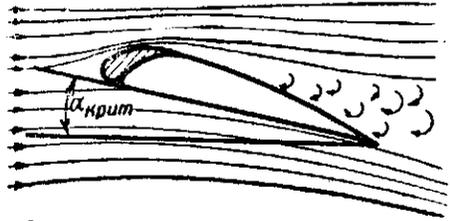
Крыло с предкрылком изображено на фиг. 209. Здесь показано крыло с неотклоненным предкрылком (заштрихован), представляющим собой небольшое крылышко, плотно прилегающее к ребру атаки основного крыла.

Если предкрылок плотно прижат к ребру атаки, обтекание крыла на больших углах атаки происходит так же, как у обычного крыла.

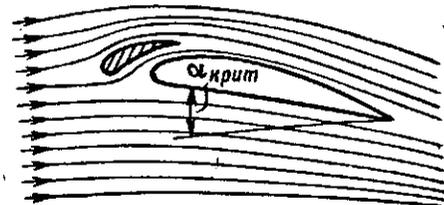
Если предкрылок открыт (фиг. 210), обтекание крыла улучшается, так как струя воздуха, проходящая сквозь щель между крылом и предкрылком, смывает вихри с верхней поверхности крыла, увеличивая над ней скорость движения воздуха. Скол потока от предкрылка как бы поджимает струю воздуха к основному крылу, улучшая его обтекание. Вследствие увеличения скорости воздуха давление над крылом понизится (закон Бернулли). Разность давлений под крылом и над ним станет больше и коэффициент c_y также увеличится.

При полете на больших углах атаки крыло с предкрылком дает следующие преимущества по сравнению с крылом без предкрылка:

- 1) значительно увеличивается (на 35—40%) $c_{y \max}$ — от значения 1,4 до значений 2,0—2,2;
- 2) увеличивается значение критического угла атаки на 10—12° (примерно от 20 до 32°), чем отдалается угол атаки, при котором начинается срыв струй воздуха.



Фиг. 209. Обтекание крыла с закрытым предкрылком на критическом угле атаки

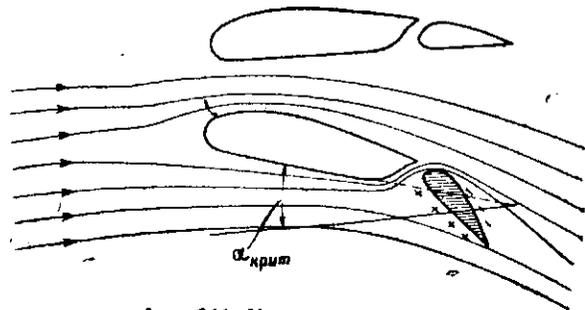


Фиг. 210. Обтекание крыла с открытым предкрылком на критическом угле атаки

Недостатки крыла с предкрылком заключаются в следующем:

- 1) вместе с увеличением c_y , но только гораздо быстрее его увеличивается коэффициент c_x ; вследствие этого качество крыла с предкрылком уменьшается, особенно на малых углах атаки, при которых c_y фактически не изменяется, а c_x возрастает;
- 2) крыло с предкрылком вследствие большого значения $\alpha_{\text{крит}}$ (и угла наклона оси фюзеляжа к горизонту в момент посадки) требует очень высокого шасси, что невыгодно по аэродинамическим и конструктивным соображениям;
- 3) при полете на малых углах атаки α с открытым предкрылком под ним образуются большие завихрения, увеличивающие сопротивление крыла; кроме того, при этих углах атаки предкрылок имеет значительные отрицательные углы атаки, вследствие чего его собственная подъемная сила направлена вниз (это также ухудшает работу крыла); поэтому при полете на малых углах атаки предкрылок плотно прижимают к крылу, открывая его только при полете на больших α , например в момент приземления, чтобы уменьшить скорость посадки.

Крыло с закрылком изображено на фиг. 211 (опущенный закрылок заштрихован). В этом случае увеличение $c_{y \max}$ достигается за счет искривления профиля и большей его вогнутости, образующейся при опускании закрылка. Наилучший результат дает опускание закрылка вниз примерно на 30—40°.



Фиг. 211. Крыло с закрылком

Кроме того, $c_{y \max}$ увеличивается вследствие того, что воздух

проходит в специальную профилированную щель между основным крылом и опущенным закрылком, смывая этим вихри у ребра обтекания крыла, чем увеличивается скорость движения воздуха над крылом в его передней части. Это приводит к понижению давления над крылом и росту $c_{y \max}$.

У крыла с закрылком $c_{y \max}$ увеличивается на 50—55% по сравнению с обычным крылом, но критический угол атаки не возрастает, а, наоборот, даже немного уменьшается (на 2—4°).

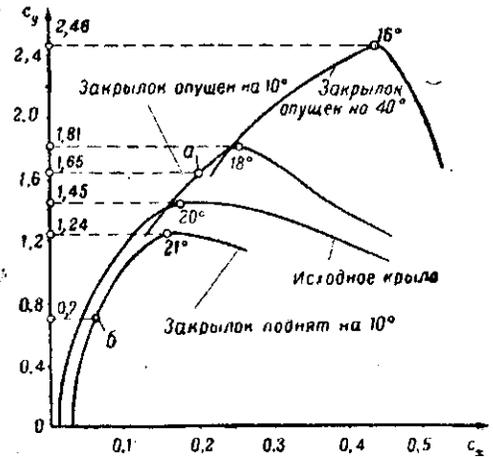
На фиг. 212 изображены кривые Лилиенталя для одного и того же профиля с различными положениями закрылка. Из сравнения кривой для исходного профиля крыла с нейтральным закрылком и кривой при закрылках, опущенных на 40° вниз, видно, что $c_{y \max}$ возрос от 1,45, примерно до 2,46, т. е. на 70%, а $\alpha_{\text{крит}}$ уменьшился от 20 до 16°.

У комбинированных разрезных крыльев, имеющих и закрылок и предкрылок (фиг. 213), $c_{y \max}$ увеличивается за счет предкрылка и за счет закрылка на 80—85%, а критический угол атаки увеличивается на 4—6°, т. е. меньше, чем у крыла с одним предкрылком; поэтому такие крылья встречаются чаще, чем крылья с одним предкрылком.

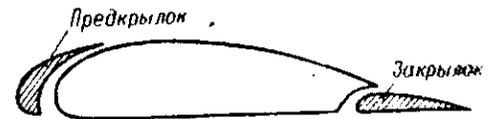
Простой щиток (щиток Шренка) в нейтральном и отклоненном положениях изображен на фиг. 214. Увеличение

$c_{y \max}$ крыла с простым щитком достигается увеличением вогнутости профиля крыла и образованием разрежения в пространстве между отклоненным щитком и нижней поверхностью крыла. Благодаря этому разрежению (отмеченному на фигуре знаками минус) воздух, движущийся над крылом, подсасывается к его ребру обтекания, смывая вихри над крылом. Скорость воздуха увеличивается, давление его падает, а коэффициент $c_{y \max}$ становится больше. Наилучший результат дает отклонение щитка примерно на 60°. Простые щитки увеличивают $c_{y \max}$ на 70—80% по сравнению с обычным крылом.

Щиток Цапа, изображенный на фиг. 215, в отличие от простого щитка, кроме вращения вокруг своей оси a , может быть еще



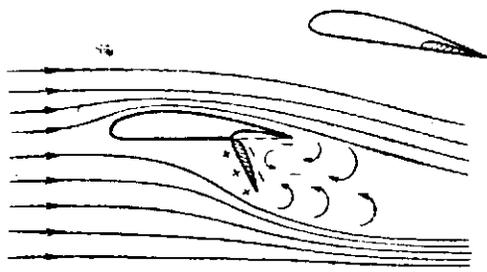
Фиг. 212. Кривые Лилиенталя крыла с закрылком



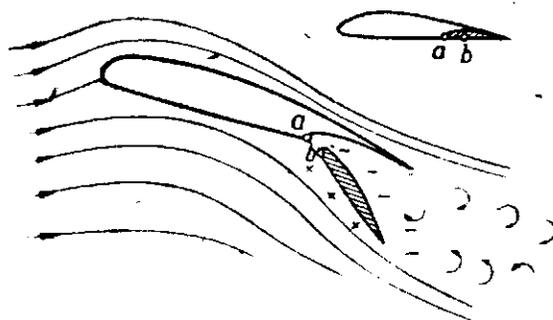
Фиг. 213. Крыло с закрылком и предкрылком

отодвинут назад вместе с нею, так что точка *a* займет положение *b*. В правом верхнем углу показан щиток Цапа в нерабочем положении.

Работа щитков Цапа и простого в основном одинакова, и увеличение $C_{y \max}$ у щитка Цапа происходит вследствие тех же причин: увеличения вогнутости профиля крыла и уменьшения вихреобразования над крылом благодаря понижению давления, создающемуся между опущенным щитком и нижней поверхностью



Фиг. 214. Обтекание крыла с простым щитком



Фиг. 215. Обтекание крыла с щитком Цапа

крыла. Помимо того, благодаря отодвиганию щитка назад происходит как бы увеличение несущей поверхности крыла, что еще больше увеличивает эффективность действия щитка Цапа.

Увеличение $C_{y \max}$ при щитках Цапа доходит до 80—85%. Наиболее благоприятный угол отклонения щитков Цапа равен примерно 50°. Критический угол атаки крыла со щитком Цапа почти не изменяется (уменьшается на 1—2°).

Щитки типа ЦАГИ (см. фиг. 93) отличаются от щитков Цапа тем, что при отходе их назад между точками *a* и *b* (фиг. 215) образуется щель, в которую устремляется воздух, увеличивая этим разрежение в пространстве

между крылом и отклоненным щитком. В остальном работе щитков ЦАГИ и Цапа совпадает.

Из всех приведенных способов увеличения коэффициента $C_{y \max}$ наиболее выгодны щитки ЦАГИ. Однако ввиду большей сложности конструирования их применяют реже простых щитков. Чаще всего применяют простой щиток, при котором посадочная скорость уменьшается на 20—30%.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Как изменяется коэффициент подъемной силы возле критического угла атаки и за ним?
2. Почему на больших углах атаки появляются вихри над верхней поверхностью крыла?
3. Чем объясняется падение $C_{y \max}$ после критического угла атаки?
4. У каких профилей $C_{y \max}$ падает более резко?

5. На каких летных качествах самолета отражается падение коэффициента $C_{y \max}$?

Перечислите способы увеличения $C_{y \max}$ и уменьшения посадочной скорости. Как работает крыло с предкрылком? Каковы его преимущества и недостатки? Почему не применяют крылья с одним предкрылком?

Как работает крыло с закрылком? Каковы его преимущества? Насколько увеличивает такое крыло $C_{y \max}$?

Как работает простой щиток? Каковы результаты его применения?

Чем отличается щиток Цапа от простого? Как он работает? Каковы результаты его применения?

11. В чем отличие щитков ЦАГИ от щитков Цапа?

12. Где размещаются предкрылки, закрылки и щитки?

13. Насколько снижается посадочная скорость вследствие применения щитков и закрылков?

17. Кривая Лилиенталья для самолета

Кривая Лилиенталья, построенная для самолета, отличается от кривой для изолированного крыла, так как лобовое сопротивление всего самолета больше лобового сопротивления крыла.

Подъемная сила самолета. Самолет имеет так называемые несущие части, создающие подъемную силу (крылья самолета), и части не несущие, которые подъемной силы не создают (шасси, фюзеляж, хвостовое оперение и др.). Подъемная сила, создаваемая горизонтальным оперением и фюзеляжем, невелика и может в расчет не приниматься. Поэтому будем считать, что подъемная сила самолета практически равняется подъемной силе его крыльев:

$$Y_{\text{сам}} = Y_{\text{кр}} \quad (21)$$

Равенство этих сил можно заменить равенством их коэффициентов:

$$C_{y \text{ сам}} = C_{y \text{ кр}} \quad (22)$$

Следовательно, кривая Лилиенталья самолета по значениям коэффициентов подъемной силы C_y ничем не будет отличаться от кривой Лилиенталья крыла.

Лобовое сопротивление самолета. Лобовое сопротивление самолета $X_{\text{сам}}$ равно лобовому сопротивлению крыла $X_{\text{кр}}$ плюс лобовое сопротивление всех несущих деталей, которое называется вредным сопротивлением $X_{\text{в}}$, т. е.

$$X_{\text{сам}} = X_{\text{кр}} + X_{\text{в}} \text{ кг.} \quad (23)$$

Соответственно коэффициент лобового сопротивления самолета равен сумме коэффициентов лобового сопротивления крыльев и вредного сопротивления самолета:

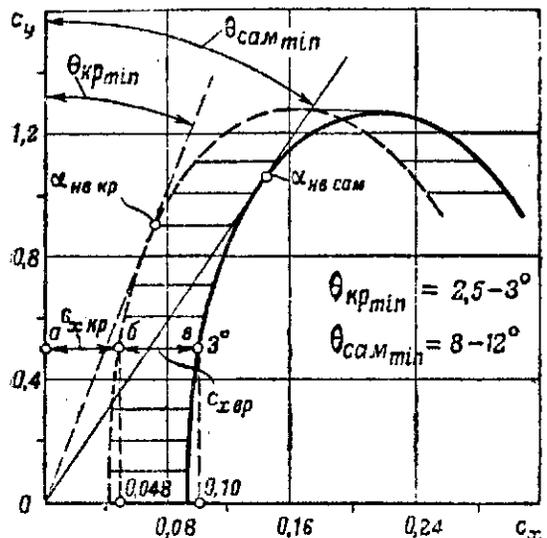
$$C_{x \text{ сам}} = C_{x \text{ кр}} + C_{x \text{ в}} \quad (24)$$

где $C_{x \text{ в}}$ — коэффициент вредного сопротивления самолета, который учитывает сопротивление всех его несущих деталей.

Так как коэффициент лобового сопротивления самолета $C_{x \text{ сам}}$ больше $C_{x \text{ кр}}$ на величину $C_{x \text{ в}}$, то кривая Лилиенталья для самолета

должна находиться правее кривой Лилиенталя для крыла на величину $C_{x\text{вр}}$.

Из рассмотрения кривых на фиг. 216 видно, что все точки кривой Лилиенталя для крыла (пунктирная линия) переместились за счет коэффициента вредного сопротивления вправо на величину $C_{x\text{вр}}$ (горизонтальная штриховка); эта величина примерно одинакова для всех углов атаки. Таким образом, получена новая кривая Лилиенталя для самолета (сплошная линия на фиг. 216), которой и надлежит пользоваться при различных расчетах.



Фиг. 216. Кривая Лилиенталя для самолета

стоянным, а изменение его от положения частей самолета (оперение, фюзеляж) в воздушном потоке не учитывают.

Качество самолета. Так как подъемная сила самолета равна подъемной силе крыла, а лобовое сопротивление самолета больше лобового сопротивления крыла, то, очевидно, качество самолета на одном и том же угле атаки будет меньше качества крыла.

Положение это подтверждается и рассмотрением кривой Лилиенталя для самолета (фиг. 216), из которой видно, что минимальный угол качества крыла θ_{kp} меньше минимального угла качества самолета $\theta_{сам}$. Если у крыльев максимальное качество доходит до 22—25, а минимальный угол качества равен 2,5—3°, то у самолетов оно значительно меньше (в среднем 10—12), причем минимальный угол качества $\theta_{сам} \approx 8—12^\circ$. У некоторых самолетов специального назначения максимальное качество больше; так, например, у самолета ЦАГИ-25 оно равно 17,5.

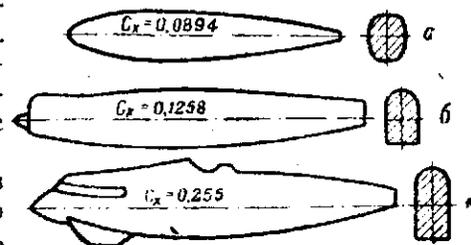
Наивыгоднейшие углы атаки крыла и самолета также не совпадают. Наивыгоднейший угол атаки самолета несколько больше, чем наивыгоднейший угол атаки крыла, и на кривой Лилиенталя находится выше (фиг. 216).

Из сказанного очевидно, что вредное сопротивление несущих деталей самолета уменьшает его качество.

Влияние вредного сопротивления особенно ощутительно на больших скоростях полета, поэтому в настоящее время, когда самолеты летают со скоростями 400—600 км/час, особое значение приобретает работа, направленная к уменьшению $X_{вр}$ (вспомним, что лобовое сопротивление возрастает гораздо быстрее скорости: если скорость возросла в 2 раза, то лобовое сопротивление увеличится в 4 раза). Так, например, потери скорости у самолетов с неубирающимися шасси, в особенности зимой при полетах с лыжами, которые в большинстве случаев также не убираются, могут доходить до 35—40 км/час; при скорости V до 250 км/час $X_{мас} = 4—5\%$ от $X_{сам}$, при скорости V до 450 км/час $X_{мас} = 15—25\%$ от $X_{сам}$.

Способы уменьшения вредного сопротивления самолета. Для уменьшения вредного сопротивления современных самолетов применяют следующие конструктивные мероприятия:

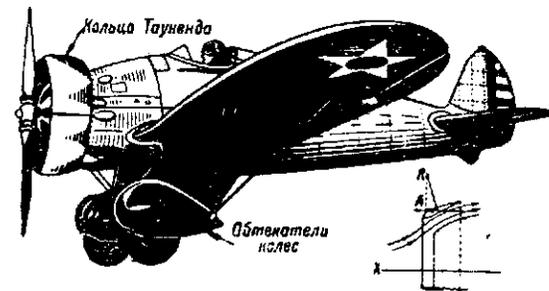
- 1) ставят убирающиеся в полете шасси и костыль, что позволяет увеличить скорость полета на 10—15%;
- 2) ставят обтекатели на колесах неубирающихся шасси; применение их уменьшает C_x колес в 2—2,5 раза;
- 3) создают фюзеляжи удобообтекаемых форм; выбором удачной формы фюзеляжа можно уменьшить C_x фюз в 2—3 раза (фиг. 217 а, б и в);
- 4) ставят кольцевые капоты Тауненда для двигателей воздушного охлаждения, которые, имея профиль, подобный профилю крыла, выпрямляют поток, обтекающий двигатель, и вместе с тем создают некоторую дополнительную силу A , направленную вперед; эта сила частично уменьшает $X_{вр}$ (фиг. 218);



Фиг. 217. Влияние формы фюзеляжа на его коэффициент лобового сопротивления

5) применяют капоты NASA (фиг. 219); работа капотов NASA сводится к улучшению обтекания фюзеляжа струйками воздуха, выходящего из-под капота, и к уменьшению сопротивления воздуха при движении внутри капота, что достигается специально подобранной формой носовой части фюзеляжа и формой линии изгиба капота, а также наличием дефлекторов;

6) делают зализы в местах стыка крыльев и оперения с фюзеляжем и в других местах, где необходимо уменьшить вихреобразование (фиг. 219).

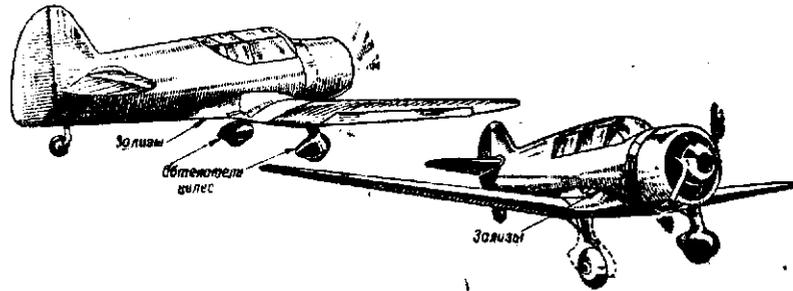


Фиг. 218. Самолет Бойнг Р-26 (США) с кольцом Тауненда

7) придают всем выступающим наружу деталям хорошо обтекаемую форму и все, что только возможно, убирают внутрь фюзеляжа и крыльев, а поверхность наружных деталей тщательно обрабатывают (полируют и окрашивают);

8) уменьшают размеры фюзеляжа, оперения и других деталей с целью уменьшения площади S_{Σ} , испытывающей сопротивление, а также поверхности, о которую происходит трение частиц воздуха;

9) уменьшают площади радиаторов, применяют тоннельные радиаторы;



Фиг. 219. Самолет Боинг Трайнер (США) с капотом NACA

10) применяют потайную кленку для всех деталей самолета, находящихся в потоке, и электросварку для устранения дополнительного сопротивления выступающих наружу головок заклепок.

ЗАДАЧИ

Задача 13

Найти лобовое сопротивление X_1 колес размером 900×201 мм без обтекателей и X_2 тех же колес с обтекателями при скорости $V = 400$ км/час и высоте полета $H = 5000$ м, если $c_{x1} = 0,5$ (без обтекателя) и $c_{x2} = 0,09$. Площадь обтекателей $S_{\Sigma 2}$ равна $0,5$ м².

Находим площадь миделя $S_{\Sigma 1}$ обоек колес:

$$S_{\Sigma 1} = 2 \cdot 0,9 \cdot 0,2 = 0,36 \text{ м}^2.$$

Тогда

$$X_1 = c_{x1} \frac{\rho V^2}{2} S_{\Sigma 1} = 0,5 \frac{0,075 \cdot \left(\frac{400}{3,6}\right)^2}{2} \cdot 0,36 = 83,2 \text{ кг};$$

$$X_2 = c_{x2} \frac{\rho V^2}{2} S_{\Sigma 2} = 0,09 \frac{0,075 \cdot \left(\frac{400}{3,6}\right)^2}{2} \cdot 0,5 = 20,8 \text{ кг}.$$

Применение обтекателей даже с увеличенной площадью миделя уменьшило лобовое сопротивление колес в 4 раза.

Задача 14

Сравнить сопротивление фюзеляжей типов а и в (см. Фиг. 217), если высота полета $H = 2000$ м. $S_{\Sigma \text{ фюз}} = 1,2$ м², а скорость полета вначале $V_1 = 200$ км/час, а затем $V_2 = 400$ км/час.

$$V_1 = 200 \text{ км/час} \approx 55,5 \text{ м/сек.}$$

$$X_1 = c_{x1} \frac{\rho V^2}{2} S_{\Sigma \text{ фюз}} = 0,0894 \cdot \frac{0,103 \cdot 55,5^2}{2} \cdot 1,2 = 17 \text{ кг};$$

$$X_2 = c_{x2} \frac{\rho V^2}{2} S_{\Sigma \text{ фюз}} = 0,255 \cdot \frac{0,103 \cdot 55,5^2}{2} \cdot 1,2 = 48,6 \text{ кг}.$$

$$\text{При } V_2 = 400 \text{ км/час} \approx 111 \text{ м/сек.}$$

$$X_3 = 0,0894 \cdot \frac{0,103 \cdot 111^2}{2} \cdot 1,2 = 68 \text{ кг};$$

$$X_4 = 0,255 \cdot \frac{0,103 \cdot 111^2}{2} \cdot 1,2 = 194 \text{ кг}.$$

Сопротивление фюзеляжа хорошей формы (X_1 и X_3) примерно в три-четыре раза меньше сопротивления фюзеляжа худшей формы (X_2 и X_4).

Задача 15

Сравнить сопротивление стойки цилиндрической формы без обтекателя и в обтекателе, если длина стойки $l = 1,8$ м, а наибольшая ширина $d = 7$ см, при $V = 300$ км/час и высоте полета $H = 1000$ м; c_{x1} цилиндрической стойки равен 0,8, а в обтекателе $c_{x2} = 0,130$.

Находим площадь миделя (Фиг. 220):

$$S_{\Sigma} = ld = 1,8 \cdot 0,07 = 0,126 \text{ м}^2;$$

Сопротивление цилиндрической стойки:

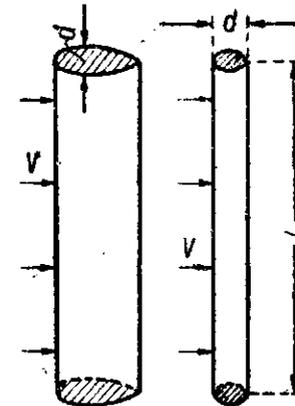
$$X_1 = 0,8 \cdot \frac{0,113 \cdot 100^2}{2} \cdot 0,126 = 57 \text{ кг};$$

Сопротивление стойки в обтекателе:

$$X_2 = 0,13 \cdot \frac{0,113 \cdot 100^2}{2} \cdot 0,126 = 9 \text{ кг}.$$

Очевидно, разница в сопротивлениях немного перекрывает дополнительный вес обтекателя.

Приведенные задачи хорошо показывают роль формы тела в его сопротивлении и способы, при помощи которых можно уменьшить вредное сопротивление самолета.



Фиг. 220. (К задаче 15)

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Чем отличается подъемная сила крыла от подъемной силы самолета?
2. Чем отличается лобовое сопротивление самолета от силы X крыла?
3. Как изменяется качество и невыгоднейший угол атаки крыла, если учесть сопротивление несущих деталей самолета?
4. Как влияет сопротивление шасси и других деталей на скорость самолета?
5. Какими способами уменьшают вредное сопротивление самолета? Укажите эффективность этих средств.
6. Для чего применяют капоты Тауненда и NACA? Как они работают?

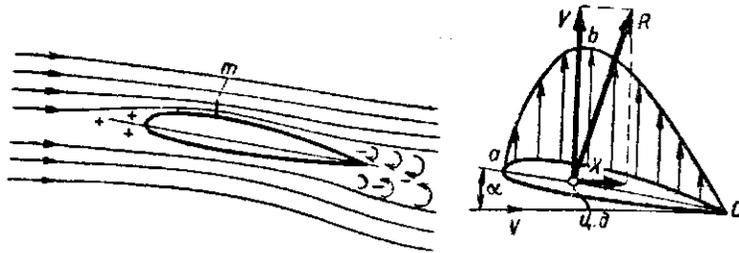
18. Центр давления крыла

Положение и характер перемещения точки приложения аэродинамической силы являются, наряду с коэффициентами c_y , c_x и качеством крыла, важнейшими характеристиками свойств профиля.

Точка приложения полной аэродинамической силы R крыла называется его центром давления.

Обычно за центр давления (ц. д.) принимают точку пересечения полной аэродинамической силы R с хордой крыла (фиг. 221).

Положение центра давления данного профиля зависит от его формы и угла атаки, так как от них зависит распределение давлений по хорде крыла.



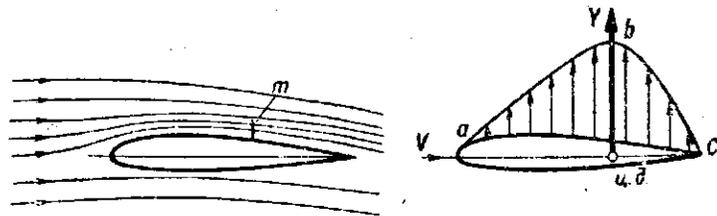
Фиг. 221. Положение центра давления крыла на больших углах атаки

Распределение давлений по хорде крыла. Обтекание крыла в полете на больших углах атаки показано на фиг. 221. Наибольшее сужение струи воздуха, а следовательно, и наибольшая скорость воздуха будут у передней кромки крыла, в сечении m . Очевидно, и разность давлений под крылом и над ним будет наибольшей примерно в том же сечении m .

Если графически изобразить изменение давления вдоль хорды крыла, то получится кривая abc , высшая точка которой b совпадает с сечением m . Вследствие разности давлений под и над крылом создается подъемная сила Y .

Точка приложения полной аэродинамической силы R на этом угле атаки находится ближе к передней кромке крыла, приблизительно на $1/3$ хорды от передней кромки.

Характер обтекания крыла при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ показан на фиг. 222. В этом случае наибольшее сужение и скорость струи воз-



Фиг. 222. Положение центра давления крыла на малых углах атаки

духа (сечение m) находятся ближе к задней кромке крыла. Кривая abc распределения давлений по хорде сместится своей вершиной b к ребру обтекания. Подъемная сила Y окажется приложенной ближе к ребру обтекания; центр давления займет более заднее положение. То же крыло, движущееся под углом атаки нулевой подъемной силы, показано на фиг. 223. Такое положение крыла

занимает при отвесном пикировании самолета. В данном случае наибольшее сужение струи получается в двух местах: на нижней поверхности крыла — в сечении m_1 и на верхней поверхности крыла — в сечении m_2 .

У ребра атаки повышенное давление будет над верхней поверхностью крыла, а пониженное — у нижней поверхности. Это создаст силу Y_1 , направленную от верхней поверхности к нижней. У ребра обтекания повышенное давление будет под нижней, а пониженное — над верхней поверхностью крыла. В итоге создается сила Y_2 , направленная от нижней поверхности крыла к верхней. Распределение давлений по хорде крыла в этом случае показывают кривые abc и dep .

Таким образом, на крыле возникают две равные силы Y_1 и Y_2 , направленные перпендикулярно к потоку воздуха, но в разные стороны. Поэтому подъемная сила крыла Y на этом угле атаки равна нулю, а угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы. Пара сил Y_1 и Y_2 стремится уменьшить угол атаки крыла.

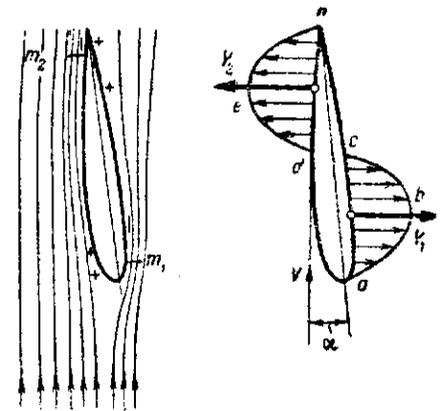
При углах атаки еще более отрицательных, когда начинает возникать отрицательная подъемная сила Y , центр давления «скачком» приближается к передней кромке крыла (см. фиг. 206).

Перемещение центра давления у различных профилей. У несимметричных профилей (плоских, вогнутых, выпуклых) центр давления перемещается следующим образом.

На отрицательных углах атаки центр давления несимметричного профиля находится у его ребра обтекания. С увеличением углов атаки центр давления быстро перемещается вперед, при этом чем больше угол атаки, тем медленнее перемещается вперед центр давления. Такое явление наблюдается до критического угла атаки, на котором центр давления займет самое переднее положение, примерно 30% длины хорды крыла, считая от его ребра атаки. С увеличением углов атаки за критический центр давления перемещается обратно, к ребру обтекания крыла.

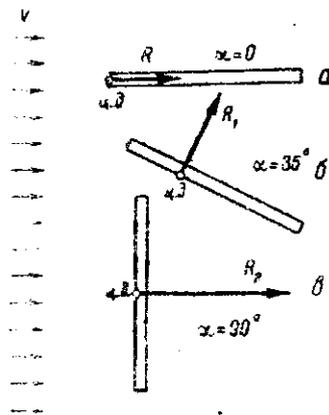
На обычных летных углах атаки центр давления перемещается в диапазоне от 30 до 60% хорды крыла.

У симметричных профилей на летных углах атаки центр давления с увеличением α плавно перемещается назад — от ребра атаки по направлению к ребру обтекания, причем на углах атаки в пределах примерно от 2 до 15° центр давления симметричных профилей практически не перемещается.



Фиг. 223. Обтекание крыла на угле атаки нулевой подъемной силы

Аналогично перемещается центр давления плоской пластинки. При угле атаки $\alpha = 0$ центр давления находится в центре торцевой части пластинки (фиг. 224, а). При увеличении угла атаки до 90° (фиг. 224, в) центр давления плоской пластинки перемещается назад, совпадая с ее геометрическим центром. Для промежуточных значений углов атаки, например $\alpha = 35^\circ$ (фиг. 224, б), центр давления будет занимать некоторое промежуточное положение.



Фиг. 224. Перемещение центра давления плоской пластинки

Чем более выпукла верхняя и вогнута нижняя сторона профиля, тем дальше от передней кромки крыла отстоит центр давления. У толстых и вогнутых профилей с изменением углов атаки центр давления перемещается более резко, чем у выпуклых и симметричных.

Свойство центра давления более или менее сильно изменять свое положение с изменением углов атаки крыла усложняет управление самолетом.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называют центром давления крыла?
2. Нарисуйте схему распределения давления по хорде крыла при больших углах атаки. При малых.
3. Почему подъемная сила крыла может оказаться равной 0?
4. Как перемещается центр давления крыла у несимметричных профилей? У симметричных? У плоской пластинки?

Глава IV

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

Чтобы самолет мог держаться в воздухе, нужна подъемная сила, которая возникает только во время движения самолета. Но при движении самолета вместе с подъемной силой возникает и сила лобового сопротивления, и до тех пор, пока она не будет уравновешена или преодолена, нормальный полет невозможен.

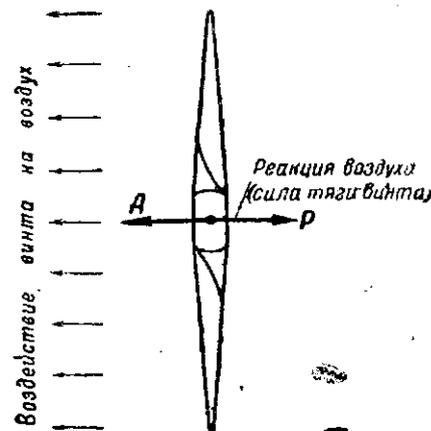
Следовательно, для полета самолета в направлении его движения должна быть приложена сила тяги. Эту силу тяги P создает винтомоторная группа, состоящая из мотора и воздушного винта, закрепленного на его валу. Воздушный винт преобразует мощность двигателя в силу тяги, необходимую для движения самолета.

Принцип работы воздушного винта. Подъемная сила крыла возникает вследствие реакции массы воздуха, отбрасываемой крылом вниз. Воздух отталкивается крылом, вниз, а реакция воздуха (подъемная сила крыла) направлена в обратную сторону — вверх. По этому же принципу работает и воздушный винт.

Вращаясь, воздушный винт непрерывно захватывает некоторое количество воздуха и с большой скоростью отбрасывает его назад (фиг. 225). Инертная масса воздуха сопротивляется этому отбрасыванию с такой же силой (P), какой винт толкает воздух назад (сила A). Сила сопротивления воздуха отбрасыванию (или его реакция), направленная вперед, толкает винт, а с ним и самолет в направлении его движения. Эта реактивная сила и является силой тяги.

Таким образом, сила тяги винта P создается вследствие реакции отбрасываемой назад вращающейся массы воздуха.

Ниже рассматривается работа только винтов фиксированного шага.



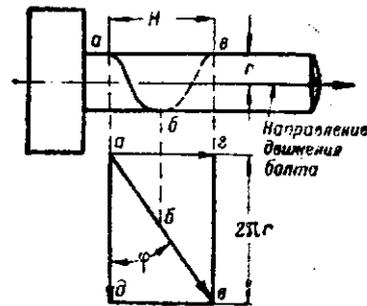
Фиг. 225. Принцип создания винтомоторной группой силы тяги

19. Основные характеристики винта

Форма профиля винта имеет много общего с формой профиля крыла. Для винтов применяются слегка выпуклые и реже плоские профили с переменной вдоль размаха лопасти относительной толщиной s : у ступицы значение s больше, к концам лопастей — меньше.

К основным характеристикам винта, определяющим его работу в полете, относятся теоретический шаг, поступь, скольжение и угол атаки винта.

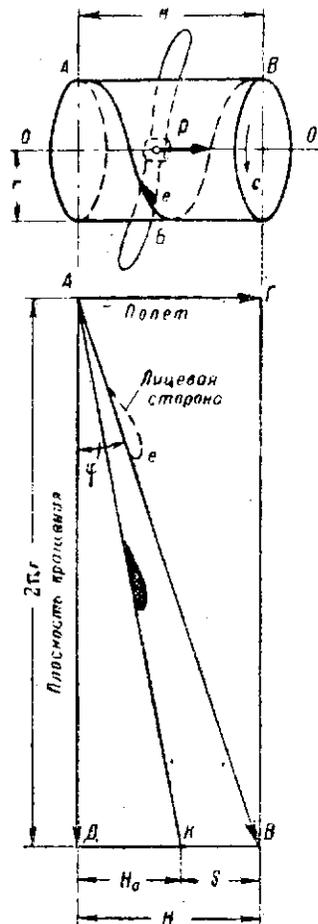
Теоретический шаг винта. Движение воздушного винта имеет некоторое сходство с движением обычного болта. Обыкновенный болт за один полный оборот проходит в гайке расстояние, называемое шагом нарезки H . При этом любая точка болта, например a , пройдет путь abv (фиг. 226), представляющий собой винтовую линию, так как точка a , кроме вращения вокруг оси гайки, поступательно перемещается и вдоль оси гайки.



Фиг. 226. Шаг обыкновенного болта

Представим себе, что в точке a укреплено перо, а болт плотно обернут бумагой, как бы заменяющей гайку; тогда перо изобразит на бумаге путь точки a в виде винтовой линии abv . Если развернуть этот лист бумаги, мы увидим ту же винтовую линию в виде

диагонали ac прямоугольника $agcd$, по которой точка a в действительности и двигалась; перемещение же ее вдоль оси болта в гайке, равное ag , будет шагом нарезки H . Очевидно, путь точки a зависит от радиуса болта r (шаг H прямо пропорционален ему) и от угла φ наклона резьбы (чем больше угол наклона резьбы, тем больше шаг).



Фиг. 227. Шаг воздушного винта

Подобную картину мы можем наблюдать и у воздушного винта, заставив его вращаться в какой-либо твердой среде. На фиг. 227 показано движение винта вправо по направлению силы тяги. Винт вращается по стрелке c . Элемент лопасти e движется по поверхности воображаемого цилиндра радиуса r (расстояние элемента e от оси вращения OO).

Путь элемента e за один оборот воздушного винта показан линией AB . Если прочертить путь элемента лопасти e на бумаге и затем, как в примере с простым болтом, развернуть ее, мы снова получим прямоугольник $AGVD$, по диагонали которого AB должен двигаться элемент лопасти в течение одного полного оборота винта.

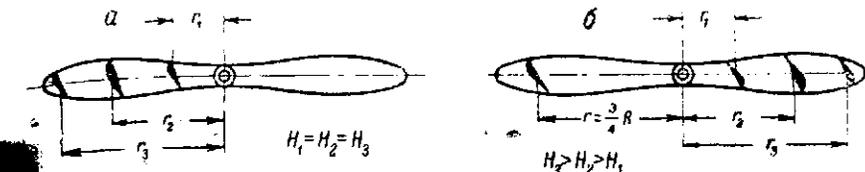
Расстояние AG , равное DV , пройденное элементом e за это время, является теоретическим шагом H винта. Однако такое расстояние винт пройдет только при движении в твердой среде; при движении в воздухе картина будет несколько иной.

Итак, теоретическим или геометрическим шагом винта H называется то расстояние, которое он может пройти за один оборот при движении в твердой среде.

Из сказанного видно, что на величину шага воздушного винта влияют радиус r элемента винта (теоретический шаг прямо пропорционален ему) и угол установки φ элемента (чем он больше, тем больше шаг винта). Рассматривая элементы, находящиеся

на различных расстояниях, замечаем, что на концах лопастей по мере увеличения радиуса r угол установки φ одновременно уменьшается; при этом изменение величин r и φ может быть таким, что шаг по длине лопасти будет оставаться постоянным или переменным.

Винт, у которого теоретический шаг во всех сечениях лопасти один и тот же, называется винтом постоянного шага. Практически это значит, что на любом радиусе r_1 , r_2 или r_3 вдоль лопасти шаг элемента лопасти не изменяется, т. е. $H_1 = H_2 = H_3$ (фиг. 228, а).



228. Винты с постоянным и переменным вдоль размаха лопасти шагом

Винты, у которых шаг элементов лопасти по ее длине непостоянен, называются винтами переменного шага. Практически это значит, что шаг элементов лопасти такого винта зависит от того, в каком сечении его находят. На фиг. 228, б показан винт переменного шага; на трех радиусах r_1 , r_2 и r_3 , взятых вдоль лопасти, теоретический шаг элементов неодинаков. Обычно к концу лопасти шаг винта несколько увеличивается, и тогда $H_3 > H_2 > H_1$.

Для удобства сравнения винтов переменного шага последний определяют в сечении, отстоящем от оси вращения на расстоянии r , равном трем четвертям полного радиуса винта R , т. е. при $r = \frac{3}{4}R$ (фиг. 228, б). Такой шаг называют номинальным шагом винта.

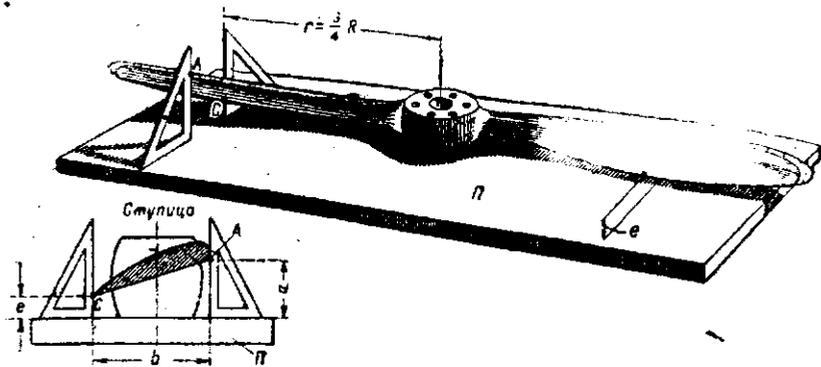
Винты переменной шага выгоднее потому, что, будучи поставлены на самолет, они дают несколько больший к.п.д., чем винты постоянного шага.

Практическое определение теоретического шага винта. Чтобы определить шаг винта, поступают следующим образом.

Кладут винт (фиг. 229) на плоскую плиту P и с помощью угольника измеряют высоту a и e . Разность $(a - e)$ показывает превышение точки A сечения над точкой C . Затем измеряют проекцию b сечения лопасти на плиту. Имея эти данные, находят теоретический шаг винта по формуле

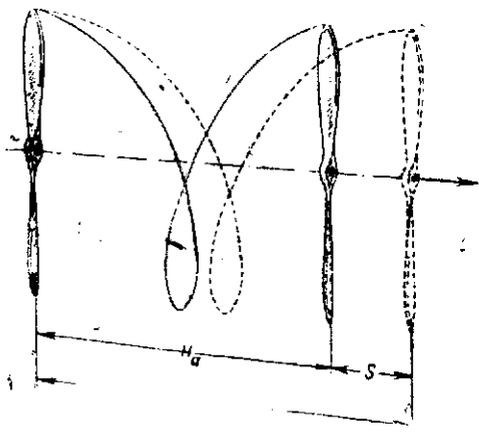
$$H = 2\pi r \frac{a - e}{b} \text{ м.} \quad (25)$$

где r — расстояние от взятого сечения до оси вращения винта. Чтобы узнать постоянный или переменный шаг у винта, такое определение производят 2—3 раза, в нескольких сечениях лопасти. Если шаг во всех случаях получился один и тот же — винт постоянного шага, в противном случае — переменного.



Фиг. 229. Практическое определение теоретического шага винта

Движение винта в воздухе. Может возникнуть вопрос: каким образом разные элементы одного и того же винта могут проходить за один оборот разный путь H ? Чтобы правильно ответить на этот вопрос, нужно помнить, что теоретический шаг есть путь, который винт может пройти при движении в твердой среде. В действительности винт движется в воздухе — среде не твердой, подвижной, поэтому элементы винта в различных сечениях его лопастей проходят обычно другой путь, отличный от теоретического шага. Таким образом, винт не проходит полного расстояния H , а какую-то часть его как бы проскальзывает.



Фиг. 230. Поступь и скольжение винта

Движение винта в воздухе за один оборот, называется его поступью или действительным шагом H_a . Шпильные линии на фиг. 230 показывают действительное перемещение винта — его поступь H_a . Пунктиром показано, как перемещался бы винт при движении в твердой среде, без скольжения.

Часть теоретического шага винта, которую он не проходит вследствие податливости воздуха, называют скольжением винта S (фиг. 230). Вследствие скольжения воздушного винта расстояние, пройденное им за один оборот, будет меньше теоретического шага H на величину скольжения S , причем двигаться он будет уже не по диагонали AB (см. фиг. 227), а по прямой AK .

Расстояние, которое воздушный винт в действительности проходит при движении

Таким образом, теоретический шаг винта H состоит из поступи H_a и скольжения S :

$$H = H_a + S \text{ м.} \quad (26)$$

Следует отметить, что истинной размерностью шага винта H , поступи H_a и скольжения S является не метр ($м$), а метр за оборот ($м/об$). Ниже всюду приводится более распространенная в авиационной литературе размерность в метрах.

Если известны скорость полета и число оборотов винта в секунду, поступь винта можно найти по формуле

$$H_a = \frac{V}{n_{сек}} \text{ м,} \quad (27)$$

где V — скорость полета самолета, $м/сек$;
 $n_{сек}$ — число оборотов в секунду.

Формула (27) показывает, что при постоянных оборотах поступь винта прямо пропорциональна скорости полета, а при постоянной скорости — обратно пропорциональна числу оборотов винта. В действительности с увеличением $n_{сек}$ скорость полета и поступь винта также увеличиваются, так как от числа оборотов винта зависит величина его аэродинамических сил.

Та же формула (27) показывает, что в любой момент полета все элементы лопасти имеют одинаковую поступь, так как поступательная скорость самолета и число оборотов винта $n_{сек}$ для элементов винта во всех сечениях лопастей одинаковы.

Зная теоретический шаг винта H по формуле (25) и найдя его поступь H_a по формуле (27), можно найти скольжение винта S по формуле

$$S = H - H_a \text{ м.} \quad (28)$$

Это будет абсолютное линейное скольжение винта. Обычно пользуются величиной относительного скольжения $S_{отн}$:

$$S_{отн} = \frac{S}{H} 100\% \quad (29)$$

где S — абсолютное скольжение;

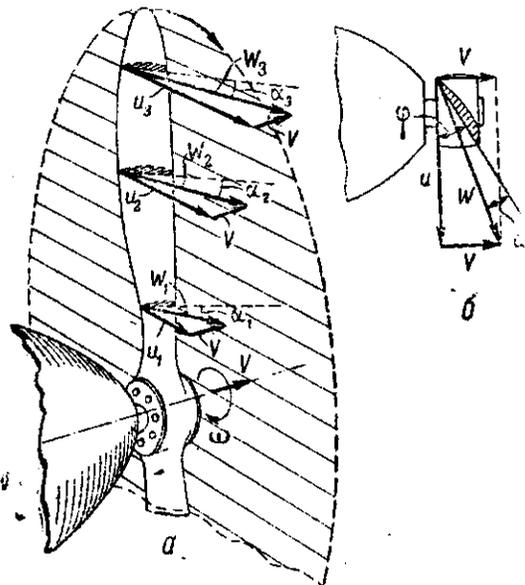
H — теоретический шаг винта.

Скольжение винта у самолетов разных типов различно: у скоростных оно доходит до 15%, у тихоходных до 30—40% от теоретического шага винта.

Скольжение винта уменьшается с увеличением скорости полета и увеличивается с ее уменьшением, так как чем больше скорость V , тем больше поступь H_a , и при постоянном шаге H (шаг от скорости не зависит) скольжение S должно уменьшаться. Таким же образом можно доказать, что с уменьшением скорости полета скольжение увеличится. Таким образом, с изменением скорости полета будут изменяться и поступь винта и его скольжение.

Поступь и скольжение винтов переменного шага. У винтов постоянным и переменным шагом поступь элементов винта всех

сечений лопастей одна. Разница между такими винтами заключается в том, что элементы винтов постоянного шага имеют одинаковое скольжение, а у винтов с переменным шагом скольжение разное. Это и объясняет, как может работать винт с переменным теоретическим шагом. Его действительный шаг — поступь H_a — один у элементов винта во всех сечениях лопастей, а скольжение и теоретический шаг H разные. Следовательно, у винта с переменным, увеличивающимся к концу лопастей шагом H (см. фиг. 228), скольжение S элементов винта у крайних сечений лопастей будет больше, чем у элементов, расположенных ближе к ступице.



Фиг. 231. Скорости элементов лопасти винта

Винт, движущийся с поступательной скоростью V м/сек и вращающийся одновременно с угловой скоростью ω (градусы в секунду), показан на фиг. 231, а. Вследствие угловой скорости ω каждый элемент винта приобретает дополнительную окружную скорость u , выраженную в метрах в секунду и различную для элементов в разных сечениях винта.

На фиг. 231, б изображено одно из таких сечений горизонтально расположенного винта. В вертикальной плоскости откладывают вектор окружной, линейной скорости вращения u элемента в метрах в секунду, которая зависит от числа оборотов винта и расстояния от рассматриваемого сечения до оси вращения. Скорость u находят по формуле

$$u = 2\pi r n_{\text{сек}} \text{ м/сек}, \quad (30)$$

где $n_{\text{сек}}$ — число оборотов винта в секунду.

горизонтально отложен вектор скорости V движения самолета, определяемой по формуле

$$V = H_a n_{\text{сек}} \text{ м/сек}. \quad (31)$$

Истинной скоростью движения элемента лопасти как по величине, так и по направлению будет результирующая скорость W .

Удобнее рассматривать то же обтекание лопасти, считая элемент лопасти неподвижным, а воздух — набегающим на него (фиг. 232). В этом случае вектор PA покажет скорость u , с которой поток набегаёт на элемент винта в плоскости его вращения. Вектор MP покажет скорость V потока, набегающего на элемент лопасти при движении самолета вперед. Суммирующий вектор MA покажет истинное направление и скорость потока воздуха W .

Скорость воздуха W около различных элементов винта будет разной, что обусловлено скоростью вращения u , зависящей от радиуса r . На фиг. 231, а видно, что $u_3 > u_2 > u_1$ и соответственно этому $W_3 > W_2 > W_1$, хотя скорости V постоянны для всех трех элементов.

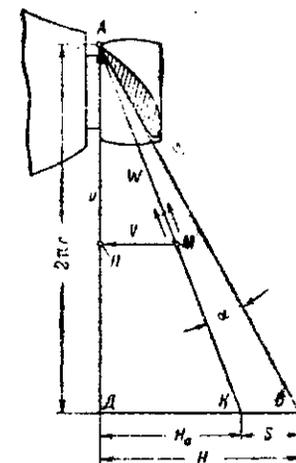
Угол атаки элемента лопасти. Зная направление потока воздуха W , набегающего на элемент лопасти, найдем угол атаки элемента. Углом атаки элемента лопасти называется угол, образуемый направлением потока воздуха W и хордой элемента лопасти.

Угол атаки элемента лопасти зависит от соотношения сторон треугольника скоростей AMP , т. е. от скорости полета V и скорости u в плоскости вращения винта, которая, согласно формуле (30), для элемента лопасти в данном сечении зависит только от числа оборотов винта в 1 сек.

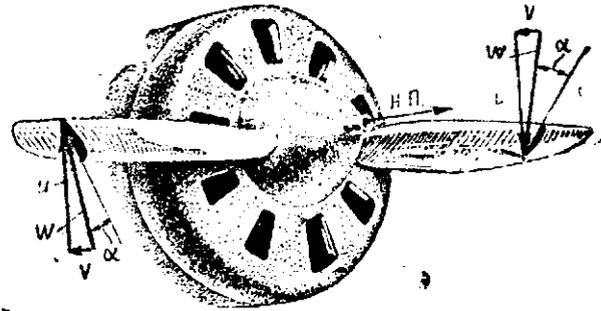
Очевидно, и остальные основные характеристики винта будут зависеть от соотношения скоростей V и u .

На фиг. 233 показаны направления скоростей воздуха u , V и W , набегающих на элементы лопастей. Скорости V на лопастях направлены в сторону, противоположную полету; скорости u и W правой лопасти направлены вверх, так как она в данный момент движется вниз; скорости u и W левой лопасти направлены вниз, так как лопасть движется вверх. Там же отмечены и углы атаки элементов лопастей.

Влияние скорости полета и числа оборотов на угол атаки, поступь и скольжение элемента лопасти. Влияние изменения скорости полета показано на фиг. 234, где можно проследить, как изменяется угол атаки элемента лопасти (при постоянном угле установки) при изменении скорости полета, если обороты коленчатого



Фиг. 232. Скорости воздуха, набегающего на элемент лопасти винта



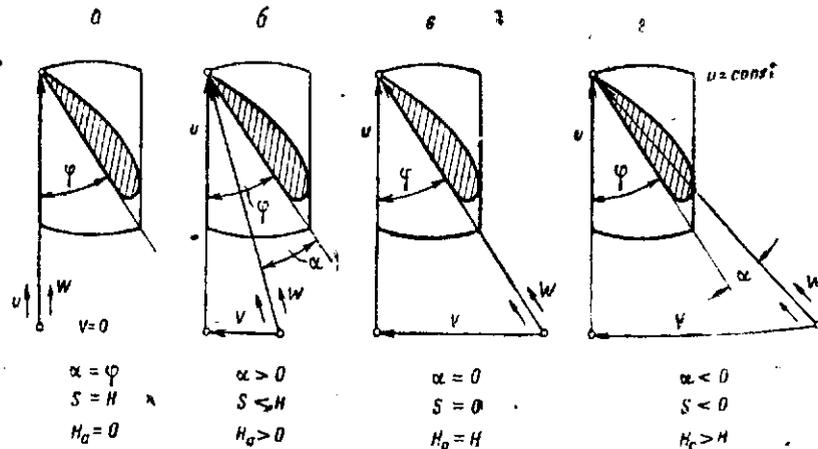
Фиг. 233. Скорости и углы атаки элементов лопастей винта

вала двигателя постоянны. Такое явление может произойти в полете, если летчик, не изменяя числа оборотов двигателя, перейдет, например, с горизонтального полета на подъем или на крутое снижение; тогда при постоянных оборотах двигателя скорость полета уменьшится или увеличится.

Работа винта на месте (например во время пробы двигателя на земле) показана на фиг. 234, а. Поступательная скорость V равна нулю ($V = 0$), но вращательная скорость u имеется. Истинная скорость W совпадает по величине и направлению со скоростью вращения u . Угол атаки элемента лопасти при этом наибольший, равный углу установки сечения ($\alpha = \varphi$). Так как самолет стоит на месте, поступь винта $H_a = 0$. Скольжение равно теоретическому шагу ($S = H$). Относительное скольжение $S_{\text{отн}} = 100\%$.

С появлением скорости движения V при тех же оборотах угол атаки и скольжение элемента лопасти уменьшаются, а поступь становится больше (фиг. 234, б).

При дальнейшем увеличении скорости полета направление истинной скорости W может совпасть с хордой элемента лопасти

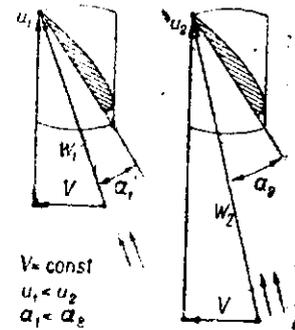


Фиг. 234. Изменение угла атаки, скольжения и поступи винта с изменением скорости полета V

(фиг. 234, в). Тогда угол атаки и скольжение элемента лопасти будут равны нулю, а поступь окажется равной теоретическому шагу винта. Если скорость V еще больше увеличится, угол атаки и скольжение элемента станут отрицательными, а поступь винта окажется больше теоретического шага (фиг. 234, г).

Следовательно, с увеличением скорости полета, при постоянных оборотах винта, угол атаки и скольжение элемента лопасти уменьшаются, а поступь увеличивается. С уменьшением скорости V произойдет обратное.

Если скорость полета оставить неизменной, а изменять число оборотов двигателя, то с увеличением числа оборотов и скорости вращения винта угол атаки элемента лопасти будет также увеличиваться (фиг. 235). Это можно наблюдать, сравнивая подъем и снижение самолета; скорости движения самолета могут быть одинаковыми, а число оборотов двигателя при подъеме должно быть значительно больше, чем при снижении.



Фиг. 235. Влияние оборотов (или скорости u) винта на угол атаки элемента лопасти

Чем больше число оборотов винта при постоянной скорости полета, тем больше угол атаки элемента лопасти; чем меньше число оборотов, тем меньше угол атаки.

Изменение скорости V и числа оборотов винта влияет на величину угла атаки элемента лопасти по-разному: увеличение скорости уменьшает угол атаки, увеличение числа оборотов — увеличивает его. Поэтому при одновременном изменении оборотов и скорости нельзя заранее сказать, как изменится угол атаки; результат будет зависеть от того, насколько изменились обороты и скорость и какое влияние окажется сильнее.

ЗАДАЧИ

Задача 16

Найти теоретический шаг винта, если $r = 100$ см, $a = 215$ мм, $l = 135$ мм, $b = 17,7$ см (фиг. 229). По формуле (25) найдем

$$H = 2\pi r \frac{a - e}{b} = 2 \cdot 3,14 \cdot 1,0 \frac{0,215 - 0,135}{0,177} = 2,84 \text{ м.}$$

Задача 17

Найти поступь и скольжение винта, если скорость полета $V = 400$ км/час, обороты винта $n = 2000$ об/мин, а шаг $H = 3,7$ м. По формуле (27) поступь

$$H_a = \frac{V}{n_{\text{сек}}}$$

Найдем скорость в метрах в секунду:

$$V = \frac{400}{3,6} = 111 \text{ м/сек,}$$

и число оборотов винта в секунду:

$$n_{\text{сек}} = \frac{n}{60} = \frac{2000}{60} = 33,3 \text{ об/сек.}$$

Тогда поступь винта

$$H_a = \frac{V}{n_{\text{сек}}} = \frac{111}{33,3} = 3,33 \text{ м.}$$

Скольжение винта S найдем по формуле (28):

$$S = H - H_a = 3,7 - 3,33 = 0,37 \text{ м.}$$

Относительное скольжение

$$S_{\text{отн}} = \frac{S}{H} \cdot 100 = \frac{0,37}{3,7} \cdot 100 = 10\%.$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Объясните принцип работы воздушного винта.
2. Что называют элементом винта?
3. Какой профиль имеют современные винты?
4. Дайте определение угла наклона лопасти. Покажите его на винте. Проследите, как он изменяется вдоль лопасти винта.
5. Перечислите основные характеристики винта.
6. Что общего в движении обыкновенного и воздушного винтов?
7. Дайте определение теоретического шага винта.
8. Какая разница между винтами постоянного и переменного шага?
9. Какой шаг винта называют номинальным?
10. Определите практически шаг элемента винта на расстоянии $r = 80\%$ от оси вращения.
11. Что называется скольжением винта? Отчего оно возникает?
12. Дайте определение поступи винта. Чем она измеряется?
13. Как найти поступь винта по скорости полета и числу оборотов?
14. Могут ли быть поступи различных элементов одного винта различными? Почему?
15. Какая разница между абсолютным и относительным скольжением?
16. Как изменяется скольжение винта с увеличением скорости полета?
17. У каких элементов винта скольжение больше — у концов лопастей или у ступицы?
18. Как найти суммарную скорость движения элемента лопасти винта? Покажите указкой, как направлена суммарная скорость воздуха относительно лопастей винта?
19. Что называют углом атаки элемента винта? Нарисуйте схему угла α на обеих лопастях винта.
20. Как изменяется угол атаки и скольжение винта с увеличением скорости полета при постоянных оборотах? С увеличением оборотов при постоянной скорости?
21. Как влияет скорость полета на поступь винта?

20. Аэродинамические силы, действующие на лопасть винта

Во время полета на каждый элемент лопасти винта набегают поток воздуха, скорость которого W не одинакова по размаху лопасти (к концу лопасти больше, чем у середины).

На каждом элементе лопасти винта возникает полная аэродинамическая сила r (фиг. 236). Такие же силы r возникают на всех элементах обеих лопастей винта. Суммы сил r отдельных элементов

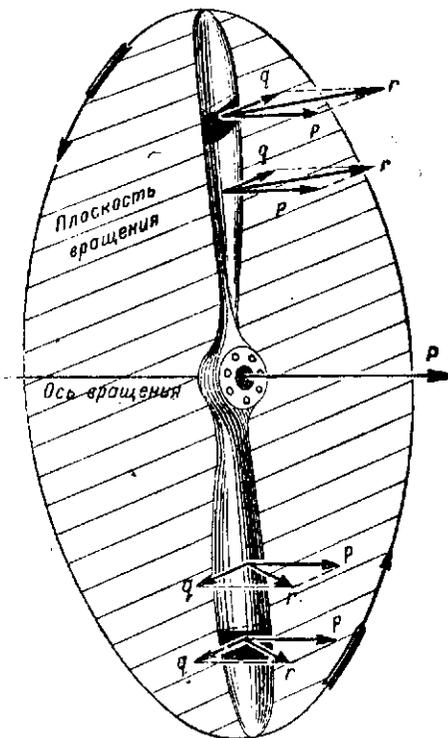
лопастей винтов создают равнодействующие R_1 и R_2 на каждой лопасти (фиг. 237).

В основном сила R винта не отличается от силы R крыла, поэтому все сказанное ранее о последней может быть целиком отнесено и к винту. Особенно заметно возрастает сила R винта при большом числе оборотов винта и скорости вращения ω , близкой к скорости звука.

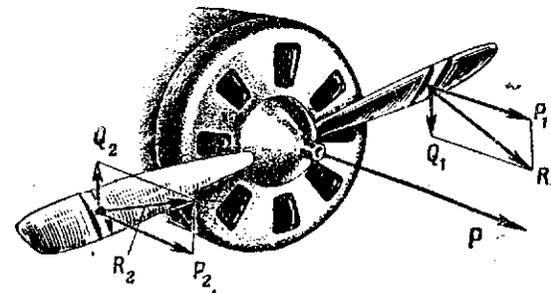
Разложим силу r (фиг. 236), возникшую на элементе лопасти винта, на две составляющие: силу тяги p элемента, направленную параллельно оси вращения, и силу сопротивления q элементу, расположенную в плоскости вращения винта, и рассмотрим силы p и q каждую в отдельности.

Силы p действуют параллельно оси вращения винта и направлены всегда вдоль нее. Такие силы p возникают на каждом элементе винта. Сложив их, мы получим суммарные силы тяги каждой лопасти P_1 и P_2 (фиг. 238), равные одна другой и приложенные на расстоянии r от оси вращения. Равнодействующая сил P_1 и P_2 — сила тяги P_3 всего винта равна их сумме и приложена в центре ступицы (см. фиг. 238).

Сила тяги винта возникает вследствие повышенного давления воздуха у рабочей стороны лопасти и пониженного — у лицевой. Причина возникновения различных давлений, так же как и у крыла, объясняется законом Бернулли.



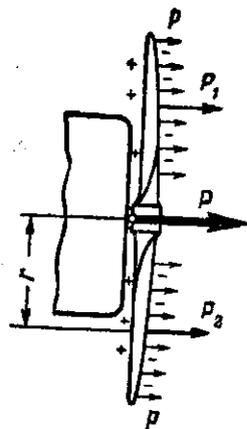
Фиг. 236. Аэродинамические силы, действующие на элементах лопастей винта



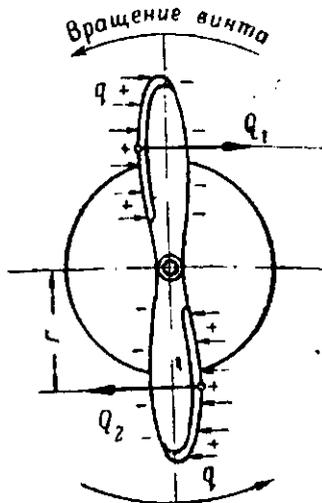
Фиг. 237. Направление суммарных сил R , P и Q на лопастях винта

Силы q расположены в плоскости вращения винта (см. фиг. 236) и направлены против направления вращения (иногда они могут быть направлены и в сторону вращения винта).

Сумма сил q на каждой лопасти дает равнодействующие силы Q_1 и Q_2 (фиг. 239), удаленные от оси вращения на расстояние g и действующие в разные стороны. Очевидно, что $Q_1 = Q_2$.



Фиг. 238. Суммарная сила тяги воздушного винта



Фиг. 239. Суммарные силы сопротивления вращению воздушного винта

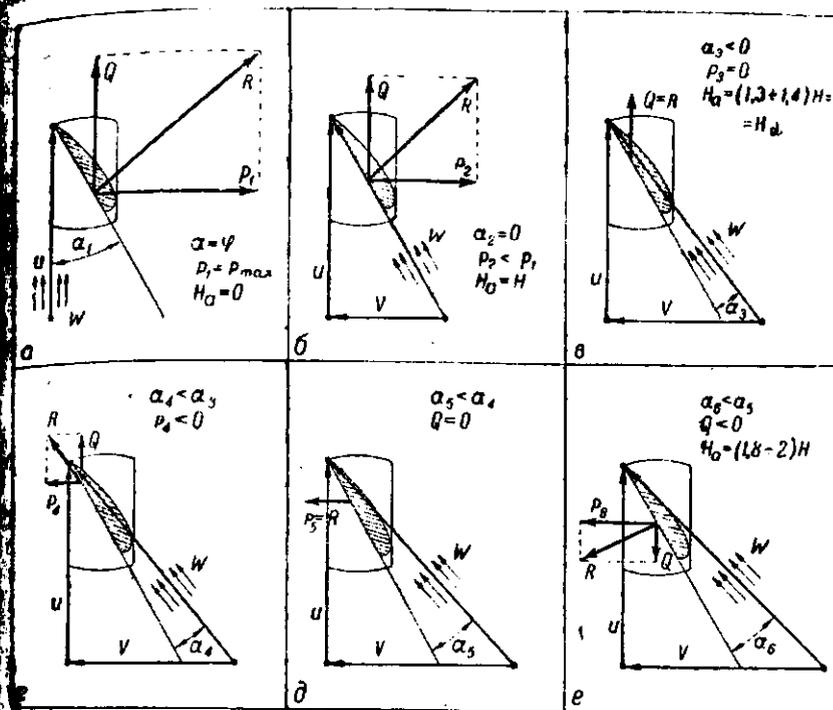
Силы сопротивления вращению винта возникают вследствие повышенного давления воздуха у ребра атаки лопасти и пониженного у ребра обтекания в результате трения воздуха о поверхность винта и вихреобразования, вызванного вращением лопастей винта.

Силы Q_1 и Q_2 создают пару сил, момент которых, равный произведению $2Qg$, препятствует вращению винта и вала двигателя. Мощность двигателя (его крутящий момент) затрачивается на то, чтобы преодолеть созданный силами Q момент сопротивления вращению винта.

Зависимость аэродинамических сил винта от его углов атаки. Аэродинамические силы элемента лопасти винта зависят при определенном профиле в месте сечения от углов атаки.

Рассмотрим несколько наиболее характерных углов атаки элемента винта и соответствующие этим углам атаки аэродинамические силы (фиг. 240). Будем считать при этом обороты винта и скорость вращения u постоянными.

1. Работа винта на месте (фиг. 240, а). При работе на месте угол атаки элемента равен его углу установки. Так как угол атаки самый большой, аэродинамические силы элемента будут наибольшими.



Фиг. 240. Изменение аэродинамических сил винта с изменением углов атаки

При работе на месте сила тяги достигает своего максимального значения P_{\max} . В этом случае 1 л. с. мощности мотора дает примерно 1,5—2 кг тяги винта. Сопротивление вращению Q также велико, и нагрузка на мотор оказывается очень большой. Поэтому при работе на земле моторы обычно дают неполные обороты (примерно на 50—100 об/мин меньше тех, какие они могут дать при работе в воздухе, причем для современных моторов с нагнетателями эта разница может быть еще больше).

2. Угол атаки элемента лопасти $\alpha = 0$ (фиг. 240, б). С увеличением скорости V полета угол атаки уменьшается, а вместе с ним уменьшаются и аэродинамические силы. При угле атаки $\alpha = 0$ благодаря несимметричности профиля элемента лопасти винт дает еще силу тяги, но значительно меньшую, чем при работе на месте.

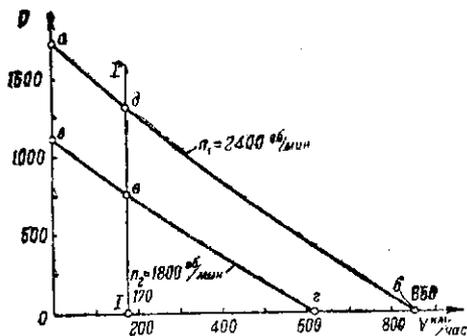
3. Сила тяги $P = 0$ (фиг. 240, в). По мере дальнейшего увеличения скорости V полета угол атаки становится отрицательным, тяга уменьшается и при каком-то угле атаки оказывается равной нулю. Полная аэродинамическая сила R окажется в этом случае равной силе сопротивления вращению Q .

Подобный случай не может произойти ни в горизонтальном полете, ни при подъеме, когда для движения самолета требуется большая сила тяги. Такое явление можно наблюдать при пикировании самолета, когда самолет движется вниз под действием соб-

ственного веса и за счет этого развивает значительные скорости. Поступь винта при этом оказывается очень большой, равной примерно 1,3—1,4 теоретического шага винта, и называется динамическим шагом H_d .

4. Отрицательная сила тяги (рис. 240, з). При еще большей скорости пикирования и еще меньшем угле атаки сила тяги снова появляется, но теперь она направлена в другую сторону, против направления полета, и не только не тянет самолет, но еще оказывает дополнительное сопротивление движению. Подобное явление мы наблюдали и у крыла при большом отрицательном угле атаки (см. фиг. 206).

Сила Q винта с увеличением скорости полета и уменьшением угла атаки элемента лопасти непрерывно уменьшается.



Фиг. 241. Изменение силы тяги винта в зависимости от скорости полета и числа оборотов винта

отрицательной силе тяги, направленной против направления движения.

6. Отрицательная сила сопротивления вращению (фиг. 240, е). Наконец, при еще большей скорости полета, когда поступь H_d будет примерно вдвое больше теоретического шага H , а угол атаки станет еще более отрицательным, отрицательное значение силы тяги еще больше увеличится. Одновременно снова появляются силы Q , но направленные в сторону вращения винта и как бы увеличивающие крутящий момент двигателя. Винт вращается, как ветрянка, вследствие давления набегающего потока W .

Отсюда вывод: чем больше угол атаки элемента лопасти, тем больше его аэродинамические силы, и наоборот. С увеличением числа оборотов при постоянной скорости полета растут углы атаки элементов лопастей и аэродинамические силы винта. На фиг. 241 это изображено кривыми, показывающими изменение тяги винта с изменением скорости полета и числа оборотов винта.

Верхняя кривая ab , полученная при постоянных оборотах n_1 и полном открытии дросселя, показывает, что самая большая тяга винта развивается им при работе на месте, когда скорость полета $V=0$ (точка a). С увеличением скорости тяга уменьшается, при

некоторой скорости (в данном случае при $V=850$ км/час) тяга равна нулю.

Аналогично изменяется тяга с изменением скорости при других оборотах n_2 , меньших n_1 , только все числовые значения во втором случае меньше (кривая $вг$ на фиг. 241).

Если провести вертикальную линию $I-I$, соответствующую какой-либо постоянной скорости (например $V=170$ км/час), то полученные точки пересечения d и e покажут, что тяга винта больше при большом числе оборотов двигателя и меньше при малом их числе.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Покажите на лопастях винта направление сил R .
2. Почему возникает сила тяги винта? Как она направлена (покажите на лопастях винта)?
3. Почему возникают силы сопротивления вращению винта? Как они направлены (покажите на лопастях винта)?
4. Когда сила тяги винта имеет наибольшее значение? Почему?
5. Как изменяется сила тяги по мере увеличения скорости полета?
6. Почему при работе винта на месте мотор недодает оборотов?
7. Может ли тяга винта быть равной нулю? Отрицательной? Когда?
8. Как работает винт при отрицательном значении силы сопротивления вращения Q ? При каких скоростях полета это возможно?
9. Нарисуйте кривую изменения тяги винта по скорости полета и проанализируйте ее.

21. Мощность винтомоторной группы

Эффективная мощность двигателя затрачивается на вращение винта, благодаря чему винт развивает силу тяги P , которая сообщает самолету поступательную скорость. Зная величины силы тяги и скорости, можно подсчитать работу, совершаемую винтом в секунду, определив тем самым мощность винта.

Понятие о мощности. Из механики известно, что мощностью называется работа, произведенная действующей силой в единицу времени (в 1 сек.). Чтобы получить значение затраченной при этом мощности, нужно работу, затраченную, например, на преодоление сопротивления при перемещении тела, разделить на время, в течение которого она выполнялась:

$$N = \frac{A}{t},$$

где N — мощность, кгм/сек;

A — работа, кгм;

t — время в секундах.

Работой называется произведение действующей силы на путь, пройденный телом под действием этой силы:

$$A = TL,$$

где T — сила, кг;

L — путь, м.

Тогда

$$N = \frac{T \cdot L}{t}.$$

Легко заметить, что отношение пути L к времени t равно скорости движения тела V . Тогда выражение для мощности получит другой вид:

$$N = TV,$$

где N — мощность, $кгм/сек$;
 V — скорость, $м/сек$.

Если это присизведение разделить на 75, мощность будет выражена в лошадиных силах, так как 1 л. с. соответствует мощности, равная 75 $кгм/сек$. Таким образом,

$$N = \frac{P \cdot V}{75} \text{ л. с.}$$

Мощность винтомоторной группы N_n . Мощностью винтомоторной группы (ВМГ) называют мощность, которую винт использует для движения самолета. Иначе она называется полезной мощностью ВМГ. Наибольшую полезную мощность ВМГ называют располагаемой мощностью; практически ею обычно и интересуются.

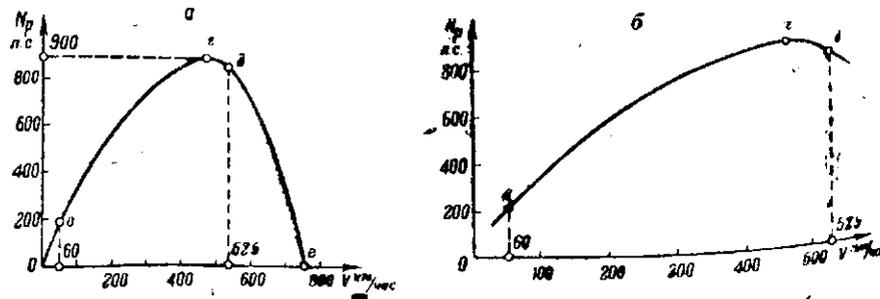
Полезная мощность ВМГ определяется по формуле, аналогичной формуле (а):

$$N_p = \frac{P \cdot V}{75} \text{ л. с.}, \quad (32)$$

где N_p — полезная мощность ВМГ;
 P — тяга винта, производящая работу в полете, $кг$;
 V — скорость полета, $м/сек$.

Формула (32) показывает, что полезная мощность ВМГ зависит от тяги винта (а следовательно, от его оборотов) и от скорости полета. Кроме того, на мощность ВМГ влияет массовая плотность воздуха и, следовательно, высота полета.

Зависимость мощности ВМГ от скорости полета. Изменение полезной мощности ВМГ с изменением скорости полета изображено на фиг. 242, а кривой Oge , снятой при полном открытии дросселя мотора. При работе винта на месте полезная мощность N_p равна нулю (точка O на фиг. 242, а), так как скорость движения самолета равна нулю.



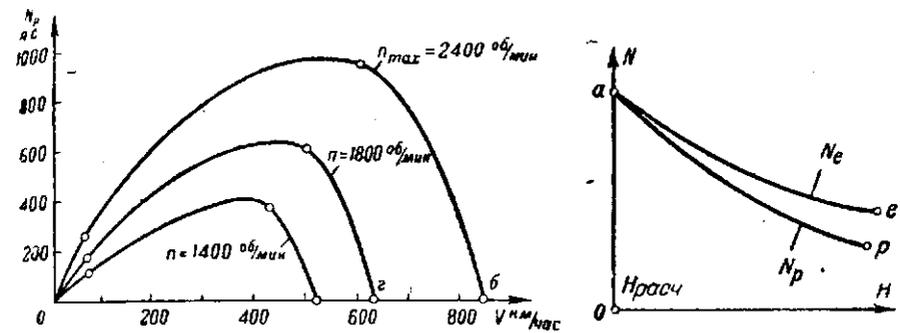
Фиг. 242. Влияние скорости полета на располагаемую мощность винтомоторной группы

По мере увеличения скорости полета V мощность ВМГ вследствие увеличения скорости полета увеличивается до какого-то наибольшего значения (точка z на фиг. 242). Это самая большая мощность, которую данная ВМГ может развить.

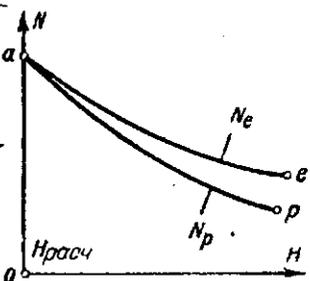
Увеличению скорости после точки z уже не соответствует увеличение мощности N_p ; наоборот, последняя начинает уменьшаться. Наконец, при какой-то большой скорости мощность N_p окажется вторично равной нулю (точка e на фиг. 242), так как сила тяги здесь равна нулю (см. фиг. 241).

На фиг. 242, б показан участок $вzd$ той же кривой, практически используемой при полете самолета на разных режимах.

Зависимость мощности ВМГ от числа оборотов. На фиг. 243 изображен примерный вид кривых мощности ВМГ в зависимости от



Фиг. 243. Влияние оборотов двигателя на располагаемую мощность ВМГ



Фиг. 244. Влияние высоты полета на мощности N_e и N_p не высотного двигателя

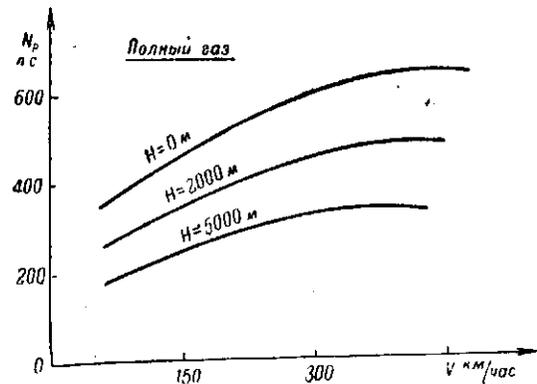
скорости полета для различных оборотов двигателя. Кривые показывают, что с увеличением числа оборотов двигателя располагаемая мощность ВМГ увеличивается. Наоборот, чем меньше обороты, тем меньше мощность ВМГ. Физически это объясняется тем, что с увеличением числа оборотов увеличиваются углы атаки элементов лопастей и возрастает также скорость полета; и та и другая причины увеличивают силу тяги P и мощность N ВМГ.

Зависимость мощности ВМГ от высоты полета. Мощность ВМГ зависит от характера изменения эффективной мощности N_e двигателя с высотой, которая, в свою очередь, зависит от так называемой высотности двигателя.

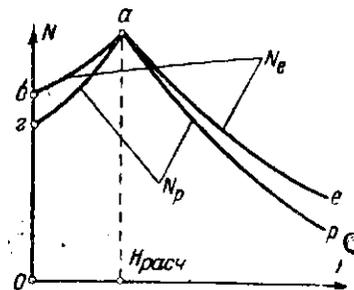
Из теории двигателя известно, что эффективная мощность не высотных моторов имеет наибольшее значение у земли (фиг. 244) и по мере подъема на высоту уменьшается (кривая ae) вследствие падения атмосферного давления и массовой плотности воздуха. Поэтому мощность всей ВМГ, зависящая в первую очередь от развиваемой двигателем мощности, будет по мере подъема на высоту также уменьшаться независимо от конструкции винта, так как воздушный винт, вследствие потерь на нем, увеличить мощность мотора не может. Наоборот, винт фиксированного шага, как

мы увидим в дальнейшем (раздел 33), способствует дополнительному снижению мощности ВМГ, в результате чего кривая ap мощности N_p проходит ниже кривой N_a .

Если связать изменение мощности N_p (кривая ap) со скоростью полета, можно получить кривые изменения располагаемой мощности невысотного двигателя с изменением скорости полета на различных высотах. На фиг. 245 показан характер изменения мощности N_p для трех высот. Сравнение мощности N_a у земли и на высоте $H = 5000$ м показывает, что располагаемая мощность ВМГ уменьшается на этой высоте примерно вдвое.



Фиг. 245. Влияние высоты и скорости полета на располагаемую мощность ВМГ невысотного двигателя



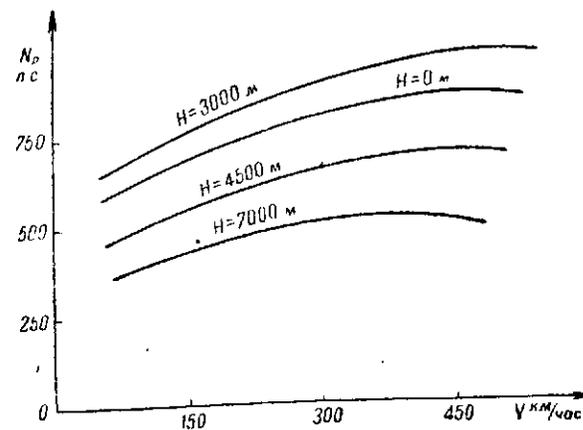
Фиг. 246. Влияние высоты полета на мощности N_e и N_p высотного двигателя

Эффективная мощность N_e высотных двигателей до расчетной высоты (примерно 4000—5000 м) растет по кривой ba (фиг. 246), а после расчетной высоты (точка a) падает, как и у невысотного мотора (кривая ae). Способы повышения эффективной мощности высотными двигателями до расчетной высоты излагаются в теории авиадвигателей; в основном они сводятся к увеличению наддува воздуха или смеси, поступающей в цилиндры двигателей.

Так же как у невысотного двигателя, винт фиксированного шага дополнительно снижает мощность ВМГ, и тогда суммарная мощность винтомоторной группы будет изменяться так, как это показано кривой gar на фиг. 246.

Перестроив кривую gar изменения мощности N_p с учетом скорости полета, можно получить кривые, показывающие характер изменения располагаемой мощности высотного двигателя с изменением скоростей на различных высотах.

На фиг. 247 изображено изменение мощности N_p по скорости полета для высотного двигателя с нагнетателем на четырех высотах. Кривые показывают, что на расчетной высоте $H = 3000$ м летчик располагает большей мощностью ВМГ, чем у земли. После расчетной высоты мощность ВМГ падает, и кривые мощности идут ниже.



Фиг. 247. Влияние высоты и скорости полета на располагаемую мощность ВМГ высотного двигателя

Следовательно, полезная мощность N_p ВМГ у двигателей различных типов с подъемом на высоту изменяется не одинаково: у невысотных двигателей она падает, начиная от земли; у двигателей с нагнетателем до расчетной высоты N_p увеличивается, после расчетной высоты уменьшается.

Возможность использовать большую мощность на высоте и объясняет широкое распространение двигателей с нагнетателем.

ЗАДАЧИ

Задача 18

Определить мощность винта, если самолет летит со скоростью 450 км/час, а сила тяги $P = 500$ кг.

По формуле (32) имеем:

$$N_p = \frac{PV}{75} = \frac{500 \cdot 450}{75 \cdot 3,6} = 833 \text{ л. с.}$$

Задача 19

Найти силу тяги P , если $N_p = 620$ л. с., а скорость полета = 400 км/час.

Преобразуем формулу (32):

$$P = \frac{75 \cdot N_p}{V} = \frac{75 \cdot 620 \cdot 3,6}{400} = 419 \text{ кг.}$$

Задача 20

С какой скоростью летит самолет, если $N_p = 600$ л. с., а сила тяги $P = 50$ кг?

Из формулы (32) находим:

$$V = \frac{75 N_p}{P} = \frac{75 \cdot 600}{50} = 81,8 \text{ м.сек.}$$

$$V = 81,8 \cdot 3,6 = 294 \text{ км/час.}$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется работой силы?
2. Что называется мощностью?
3. Дайте определение полезной мощности ВМГ. Напишите ее формулу.
4. Как зависит мощность ВМГ от скорости полета? Проанализируйте по графику.
5. Чему равна мощность ВМГ при работе на месте?
6. Чем объяснить рост мощности ВМГ с увеличением скорости полета при одновременном падении тяги винта (сравните кривые фиг. 241 и 242, а)?
7. Почему мощность винта в точке е (фиг. 242) равна нулю?
8. Как изменяется мощность ВМГ с увеличением числа оборотов? Проследите это по кривым фиг. 243.
9. Как изменяется мощность ВМГ при невысотом моторе по мере подъема на высоту?
10. Как изменяется мощность ВМГ при высотном моторе с подъемом на высоту?
11. Начертите кривые изменения мощности ВМГ на высоте для невысокого и высотного моторов. Какой мотор выгоднее?

22. Коэффициент полезного действия винта

При любом преобразовании энергии одного вида в другой какая-то ее часть теряется. По величине потери энергии судят о том, как хорошо работает та или другая машина.

Понятие о коэффициенте полезного действия винта. Винт преобразует эффективную мощность двигателя в полезную мощность винтомоторной группы. Поэтому к.п.д. винта η называют отношение полезной мощности N_p , затраченной ВМГ на движение самолета, к эффективной мощности N_e , затраченной двигателем на вращение винта.

$$\eta = \frac{N_p}{N_e} = \frac{PV}{75 N_e} \quad (33)$$

Коэффициент полезного действия винта показывает, какая часть мощности двигателя полезно израсходована на движение и на различные потери. Потери мощности происходят вследствие трения воздуха о поверхность лопастей и вследствие вихрей, образующихся при вращении винта. Кроме того, часть мощности затрачивается винтом на отбрасывание воздуха назад и создание силы тяги.

Величина к.п.д. лучших винтов доходит до значения 0,83—0,85; средняя величина его находится в пределах 0,70—0,75. Такая величина к.п.д. указывает на то, что винт является довольно выгодным преобразователем энергии.

Факторы, влияющие на к.п.д. винта. На к.п.д. винта влияют главным образом следующие факторы: скорость полета, число оборотов и форма профиля элементов винта.

Скорость полета влияет на угол атаки элемента лопасти, который обуславливает величину аэродинамических сил винта. Так как угол атаки элемента — величина переменная, зависящая от соотношения между скоростью полета и числом оборотов, то на к.п.д. винта в очень сильной степени влияет скорость полета.

Зависимость к.п.д. винта от скорости полета изображена кривой Оке на фиг. 248. При скорости, равной нулю, к.п.д. также равен нулю (точка О), так как здесь мощность винта N равна нулю. При увеличении скорости полета к.п.д. винта начинает увеличиваться и достигает своего наибольшего значения $\eta_{\max} = 0,75$ в точке к (фиг. 248) при $V = 540$ км/час. Дальше к.п.д. уменьшается и, наконец, при еще большей скорости V снова становится равным нулю (точка е), так как мощность винта при этой скорости тоже равна нулю (точка е фиг. 242, а).

Как показывает кривая, наибольший к.п.д. у данного винта получается только при одной, определенной скорости полета, на всех остальных скоростях он меньше. Это очень невыгодно, так как скорости самолета в полете непостоянны.



Потери мощности N_p вследствие падения к.п.д. винта при полете с разными скоростями можно иллюстрировать следующим примером. Если наибольший к.п.д. винта $\eta_{\max} = 0,75$, а мощность двигателя $N_e = 500$ л. с., то мощность

$$N_p = \eta_{\max} N_e = 0,75 \cdot 500 = 375 \text{ л. с.}$$

Если при том же числе оборотов двигателя самолет будет лететь с другой скоростью, при которой $\eta = 0,65$, то винт полезно использует только мощность:

$$N_p = \eta N_e = 0,65 \cdot 500 = 325 \text{ л. с.}$$

или на 13% меньше.

Последнее время широко применяются винты изменяемого в полете шага, которые устраняют этот недостаток обычных винтов фиксированного шага и имеют большие значения к.п.д. винта при разных скоростях полета.

Обороты винта влияют на к.п.д. потому, что они меняют углы атаки элементов винта, от которых зависит соотношение его воздушных сил.

Кроме того, с увеличением числа оборотов растут скорости вращения и концов лопастей, доходящие иногда до скоростей звука (320—350 м/сек). Обтекание лопастей при этом значительно ухудшается, так как при сверхзвуковых скоростях у ребра атаки резко (скачкообразно) повышается давление, в результате чего падает к.п.д. винта.

Наиболее благоприятным числом оборотов для большинства винтов является 1300—1600 в минуту.

Уменьшение к.п.д. винта из-за больших скоростей вращения устраняется применением редукторов, которые дают возможность винту вращаться с малым числом оборотов, в то время как двига-

тель благодаря большим оборотам коленчатого вала развивает большую эффективную мощность.

От формы профиля зависит сила тяги (и полезная мощность винта) и силы сопротивления вращению (и необходимая для вращения винта эффективная мощность двигателя).

Тонкие профили имеют больший к. п. д., но их применение у деревянных винтов ограничено вследствие недостаточной прочности тонких лопастей. Металлические винты имеют тонкую лопасть без ущерба для прочности, поэтому их к. п. д. больше, чем у деревянных винтов.

Практически к. п. д. зависит только от скорости полета, числа оборотов винта и углов атаки элементов лопасти. Однако большие значения к. п. д. винта за счет изменения скорости полета и оборотов винта не всегда можно получить, так как скорость и обороты, в свою очередь, зависят от требуемого режима полета. Поэтому большие значения к. п. д. на всех режимах получают при изменении в полете углов наклона элементов винта. Для этого обычные винты заменяют винтами, лопасти которых можно повернуть во время работы винта, — винтами изменяемого в полете шага.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется коэффициентом полезного действия винта? Что он показывает?
2. В каких пределах находится значение к.п.д. современных винтов?
3. Как влияет скорость полета на к.п.д. винта? Проследите по кривой фиг. 248.
4. Чем невыгоден характер изменения к.п.д. винта, изображенного на фиг. 248?
5. Как влияют обороты винта на его к.п.д.? Почему?
6. Для чего применяют редукторы на авиаторе?
7. Почему металлические винты имеют больший к.п.д.?

Глава V

УСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Движение самолета в воздухе может быть установившееся и неустановившееся.

Установившимся называется такое движение самолета, при котором скорость полета постоянна по величине и направлению. При постоянной скорости движение происходит равномерно, без ускорений в направлении полета, а вследствие неизменного направления скорости оно происходит по прямолинейной траектории.

К установившемуся движению самолета относятся горизонтальный полет, подъем и планирование.

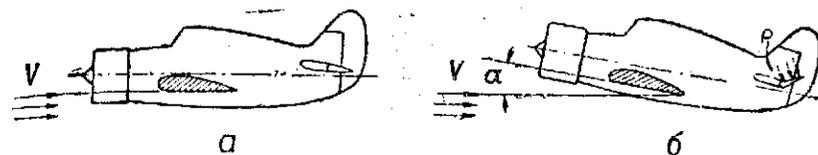
Неустановившимся называется такое движение самолета, когда скорость полета меняется или по величине, или по направлению, или одновременно от обоих факторов. К неустановившемуся движению самолета относятся взлет, посадка, вираж, штопор и различные фигурные полеты. Неустановившееся движение самолета сложнее установившегося; и соотношение действующих при этом сил и скоростей непрерывно меняется.

23. Горизонтальный полет и условия его выполнения

Горизонтальным полетом называется прямолинейное движение самолета на неизменной высоте с постоянной скоростью.

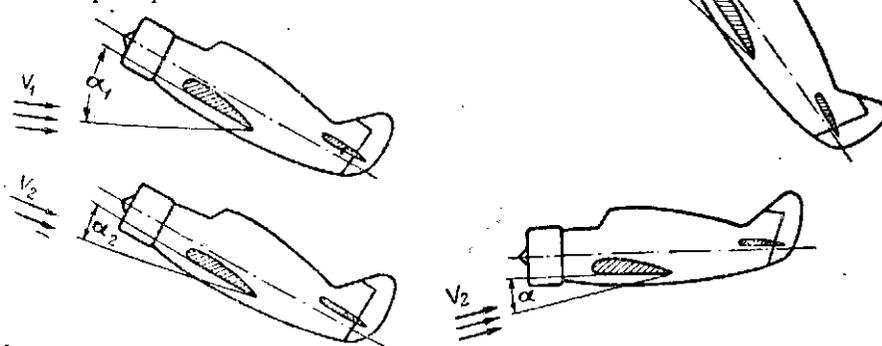
Иногда горизонтальный полет самолета представляют как полет с горизонтальным положением продольной оси фюзеляжа. Это представление неверно. Горизонтальный полет нужно понимать так, что каждая точка самолета движется горизонтально, но положение оси фюзеляжа по отношению к горизонту может быть и наклонным.

На фиг. 249, а и б изображен один и тот же самолет в горизонтальном полете, но с различным наклоном оси фюзеляжа к горизонту.



Фиг. 249. Горизонтальный полет самолета с различным наклоном фюзеляжа к горизонту и разными углами атаки

зонту. В обоих случаях самолет совершает горизонтальный полет, каждая точка самолета движется поступательно и в горизонтальной плоскости, несмотря на то что наклон фюзеляжа к горизонту неодинаков. Углы атаки крыльев при этом различны. Так, крыло левого самолета (фиг. 249, а) движется под углом атаки $\alpha = 0^\circ$; угол атаки крыла правого самолета (фиг. 249, б) равен примерно $8-10^\circ$.



Фиг. 250. Полет самолета с различными углами атаки при одинаковом наклоне фюзеляжа к горизонту

Фиг. 251. Полет самолета на одном угле атаки при различном наклоне фюзеляжа к горизонту

Следует отметить, что в любом полете можно встретить самые разнообразные положения фюзеляжа и углы атаки крыльев. Например, два самолета могут иметь одинаковый наклон фюзеляжа к горизонту (фиг. 250), но углы атаки их крыльев будут различны,

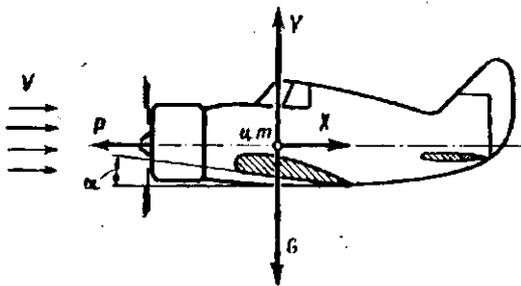
так как один самолет движется горизонтально со скоростью V_1 и углом атаки α_1 , а другой поднимается со скоростью V_2 и углом атаки α_2 .

Можно представить и такой случай (фиг. 251), когда фюзеляжи наклонены к горизонту различно, самолеты движутся по разным направлениям V_1 и V_2 , но так как угол между направлением движения и хордой крыла один, то углы атаки будут одинаковы.

Схема сил

Самолет, совершая горизонтальный полет, находится под действием четырех сил: веса самолета, подъемной силы крыла, лобового сопротивления самолета и тяги винта (фиг. 252). Рассмотрим эти силы и их соотношения, необходимые для горизонтального полета.

Сила G — полетный вес самолета — направлена всегда вертикально вниз. В полете вес самолета меняется, так как расходуются топливо и смазка, могут быть сброшены бомбы и т. д.; не учитывая пока этих изменений, будем считать в горизонтальном полете вес самолета G постоянным.



Фиг. 252. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Подъемная сила Y крыла всегда перпендикулярна к потоку воздуха и направлена вертикально вверх.

Лобовое сопротивление самолета X всегда параллельно траектории движения и потому направлено горизонтально.

Сила тяги P направлена всегда по оси вращения винта; это направление не всегда совпадает с направлением скорости движения V , но разница в углах между направлением тяги и скорости невелика, поэтому обычно принимают, что тяга P действует по направлению движения.

Точка приложения сил. Сила веса G приложена в центре тяжести (ц. т.) самолета, положение которого зависит только от расположения грузов на самолете.

Аэродинамические силы Y и X приложены в центре давления, положение которого зависит от углов атаки крыла.

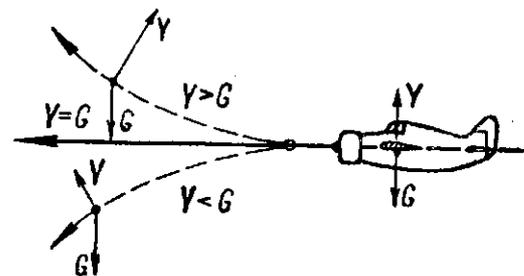
Сила тяги P приложена в центре ступицы винта. Из сказанного видно, что все силы приложены фактически в различных точках; тем не менее, для удобства изучения принято считать, что эти силы приложены в центре тяжести самолета.

Уравнения сил. Связь между перечисленными выше силами удобнее рассматривать, беря их попарно — по направлениям, в которых они действуют.

По вертикали действуют силы Y и G . Очевидно, между ними может быть только одна зависимость: подъемная сила крыла должна равняться весу самолета, или $Y = G$. Если это равенство нарушится и сила Y окажется больше или меньше веса G , самолет вместо прямолинейного движения по горизонтали (фиг. 253) будет перемещаться по криволинейной траектории вверх, если $Y > G$, или вниз, если $Y < G$, так как перпендикулярно к движению появилась сила, равная разности сил Y и G . Одновременно нарушится и равномерность движения, так как при движении вверх или вниз скорость полета будет уменьшаться или увеличиваться.

Таким образом, равенство $Y = G$ обеспечивает в первую очередь прямолинейный полет на неизменной высоте.

По горизонтали действуют сила тяги P и сила сопротивления $X_{сам}$. Очевидно, и они должны быть равны одна другой, т. е. $X_{сам} = P$. Если сила P станет больше силы $X_{сам}$, то в направлении движения появится сила, равная разности $P - X_{сам}$, которая вызовет ускорение движения; равномерность полета нарушится, так как скорость его увеличится. Вместе с этим изменится и подъемная сила крыла, зависящая от скорости полета; следовательно, движение не будет и прямолинейным. Если тяга P уменьшится, появится ускорение, направленное против направления движения, скорость полета уменьшится, и равномерность его снова нарушится. Одновременно нарушится и прямолинейность движения, так как сила Y станет меньше силы G .



Фиг. 253. Влияние соотношения подъемной силы крыла и полетного веса самолета на прямолинейность траектории

Таким образом, равенство $X_{сам} = P$ обеспечивает равномерность движения при горизонтальном полете.

Объединив оба равенства, получим уравнения горизонтального полета, устанавливающие зависимость между силами, действующими на самолет:

$$\begin{cases} \text{условие горизонтальности движения: } Y = G; \\ \text{условие равномерности движения: } X_{сам} = P. \end{cases} \quad (34)$$

Горизонтальный полет характеризуется скоростью, тягой и мощностью, необходимыми (потребными) для его выполнения. Потребной скоростью, тягой и мощностью называют скорость полета, тягу винта и мощность ВМГ, которые самолет должен иметь для горизонтального полета с определенным углом атаки.

Потребная скорость

Условие горизонтального полета:

$$Y = G.$$

Подставим в это условие значение подъемной силы

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = G.$$

Отсюда находим

$$V^2 = \frac{2G}{c_y \rho S},$$

или

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ м/сек.} \quad (35)$$

где V_{π} — потребная для горизонтального полета скорость.

При данном угле атаки только при наличии такой скорости может быть создана подъемная сила крыла, равная весу самолета.

На потребную скорость самолета влияют следующие факторы: полетный вес, площадь крыльев, массовая плотность воздуха и коэффициент c_x .

Полетный вес самолета. Из формулы (35) видно, что потребная скорость увеличивается и уменьшается в зависимости от веса G . Так как величина G находится под корнем, то V_{π} изменяется в меньшей степени, чем вес (если вес увеличить в 4 раза, то V_{π} увеличится только в 2 раза). Следовательно, при большем полетном весе нужна большая подъемная сила, которую при прочих равных условиях можно создать только за счет большей скорости; очевидно, при меньшем весе и потребная скорость будет меньше.

Площадь крыльев. Если взять два самолета, отличающихся только площадью крыльев, и заставить их лететь в одинаковых условиях (G , c_y и ρ), то самолет с меньшей площадью крыльев должен лететь быстрее самолета, имеющего большую несущую площадь, чтобы создать ту же самую подъемную силу. Иначе говоря, чем больше площадь крыльев, тем с меньшей скоростью может самолет лететь горизонтально; чем меньше площадь крыльев, тем больше потребная скорость.

Массовая плотность воздуха. В формулу (35) плотность воздуха входит в знаменатель, поэтому с увеличением плотности воздуха потребная скорость уменьшается, а с уменьшением — возрастает.

С увеличением высоты массовая плотность воздуха уменьшается. Поэтому при горизонтальном полете на одном и том же угле атаки α на большей высоте H_2 потребная скорость будет больше, чем на меньшей высоте H_1 (фиг. 254).

Коэффициент c_y . Формула (35) показывает, что V_{π} и c_y связаны обратной зависимостью. Связь между ними очень важна потому,

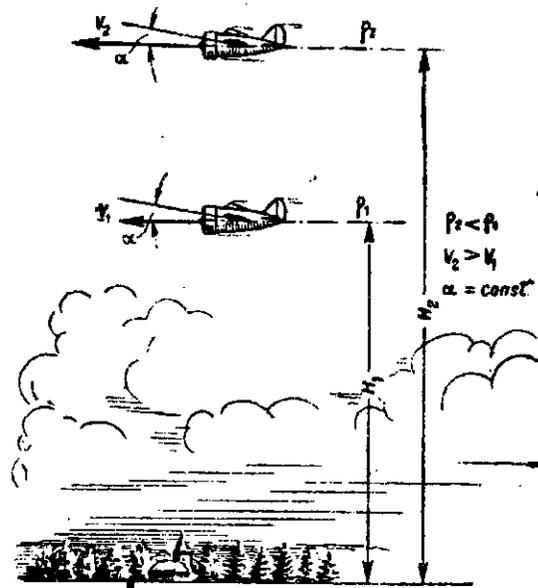
что в полете летчик может менять и ту и другую величину по своему желанию движением ручки управления или сектором газа. Из анализа формулы (35) видно, что с увеличением коэффициента c_y потребная скорость уменьшается; наоборот, при малых значениях c_y скорость V_{π} больше.

Коэффициент c_y для данного профиля зависит только от углов атаки крыла, поэтому с их изменением должна изменяться и потребная скорость. С увеличением углов атаки c_y увеличивается,

а скорость полета уменьшается; наоборот, большие скорости горизонтального полета будут на малых углах атаки с малыми значениями c_y .

При углах атаки, больших критического, когда c_y начинает уменьшаться, потребная скорость будет увеличиваться.

Отсюда вывод: при горизонтальном полете на одной высоте чем больше угол атаки, тем меньше потребная скорость, если полет происходит на углах атаки, меньших критического. После критического угла атаки, тем больше потребная скорость. Следовательно, наименьшая скорость горизонтального полета будет на критическом угле атаки. В действительности горизонтальный полет всегда совершают только на малых углах атаки с большими скоростями.



Фиг. 254. Влияние массовой плотности и высоты полета на потребную скорость горизонтального полета

Потребная тяга

Для вывода формулы потребной тяги используем формулу качества крыла

$$K = \frac{Y}{X}$$

Заменяя согласно формуле (34) значения Y и X равными им значениями G и P , получим

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{G}{P}$$

откуда найдем, что

$$P = \frac{G}{K}$$

Таким образом, потребная тяга может быть найдена по формуле

$$P_{\pi} = \frac{G}{K} \text{ кг.} \quad (36)$$

где P_{π} — потребная для горизонтального полета тяга;

G — вес самолета;

K — качество самолета.

Чем больше вес самолета, тем большая сила тяги потребуется при полете с неизменным углом атаки. Чем больше качество самолета, тем меньше тяга, потребная для горизонтального полета самолета при постоянном весе. Так как качество самолета изменяется с углами атаки, то с их изменением будет меняться и потребная сила тяги.

Наименьшая потребная сила тяги будет при полете на наиболее выгоднейшем угле атаки самолета с максимальным качеством; наименьшей будет здесь и сила $X_{сам}$. Потребная скорость горизонтального полета, при которой качество самолета максимальное, а потребная тяга минимальна, называется наиболее выгоднейшей $V_{выг}$.

Тяга, потребная для горизонтального полета на одном и том же угле атаки на разных высотах, изменяться не будет, так как ни вес самолета, ни его качество от высоты полета не зависят.

Потребная мощность

Чтобы найти мощность, необходимую для горизонтального полета, нужно потребную для полета силу тяги (производящую работу) умножить на скорость (путь, пройденный самолетом в 1 сек.) и разделить на 75. Величину мощности найдем по формуле

$$N_{\pi} = \frac{P_{\pi} V_{\pi}}{75} \text{ л. с.} \quad (37)$$

где N_{π} — потребная для горизонтального полета мощность; P_{π} и V_{π} — потребные для горизонтального полета тяга и скорость.

Потребная мощность зависит от тех же факторов, что и потребная скорость и тяга: веса и качества самолета и массовой плотности воздуха.

Чем больше полетный вес самолета, тем больше потребная мощность, причем мощность растет быстрее веса. С уменьшением веса мощность N_{π} уменьшается также быстрее веса.

С увеличением качества самолета мощность N_{π} уменьшается, с уменьшением его потребная мощность увеличивается, причем ее изменение происходит менее резко, чем изменение качества самолета.

Массовая плотность воздуха ρ с подъемом на высоту падает, а потребная мощность N_{π} возрастает, при этом она меняется менее резко, чем плотность (точно так же, как потребная скорость).

Большая мощность N_{π} нужна при полете с большой скоростью на малых углах атаки, при малых значениях c_y или при полете с большой потребной тягой на больших углах атаки (с малым качеством).

ЗАДАЧИ

Задача 21

Найти тягу винта и вес самолета, если в горизонтальном полете $c_y = 0,3$, $c_x = 0,05$, высота полета $H = 3000$ м, площадь крыльев $S = 30$ м² и $v = 100$ м/сек. Найти подъемную силу крыла:

$$\rho_{3000} = 0,093.$$

$$Y = c_y \frac{\rho}{2} v^2 S = 0,30 \frac{0,093}{2} \cdot 100^2 \cdot 30 = 4185 \text{ кг.}$$

так $Y = G$, то и $G = 4185$ кг.

Силу тяги найдем по формуле

$$P = X = c_x \frac{\rho}{2} v^2 S = 0,050 \cdot \frac{0,093}{2} \cdot 100^2 \cdot 30 = 697 \text{ кг.}$$

Задача 22

Найти потребную скорость горизонтального полета самолета весом $G = 4000$ кг с площадью крыльев $S = 30$ м², если $\rho = 0,113$ кг·сек²/м⁴, а $c_y = 0,23$.

По формуле (35)

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4000}{0,28 \cdot 0,113 \cdot 30}} \approx 92 \text{ м/сек.}$$

$$92 \cdot 3,6 = 331 \text{ км/час.}$$

Задача 23

Определить, как изменится потребная скорость, полученная при решении задачи 2, если: 1) уменьшить вес самолета в 2 раза; 2) увеличить вес самолета вдвое; 3) увеличить коэффициент c_y в 3 раза; уменьшить массовую плотность воздуха в 3 раза.

Ответы:

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2000}{0,28 \cdot 0,113 \cdot 30}} \approx 65 \text{ м/сек} \approx 234 \text{ км/час.} \quad (1)$$

Скорость уменьшилась не в 2, а только в 1,4 раза.

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2 \cdot 8000}{0,28 \cdot 0,113 \cdot 30}} \approx 129,7 \text{ м/сек} \approx 467 \text{ км/час.} \quad (2)$$

V_{π} увеличилась в 1,4 раза.

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4000}{0,84 \cdot 0,113 \cdot 30}} \approx 53 \text{ м/сек} \approx 191 \text{ км/час.} \quad (3)$$

Потребная скорость уменьшилась в 1,73 раза, т.е. менее резко, чем c_y .

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4000}{0,28 \cdot 0,0377 \cdot 30}} = 159 \text{ м/сек} \approx 572 \text{ км/час.} \quad (4)$$

Потребная скорость увеличилась в 1,73 раза, менее резко, чем ρ .

Задача 24

Найти наименьшую потребную тягу для самолета весом $G = 3000$ кг, если его максимальное качество $K_{\max} = 12$.

По формуле (36)

$$P_{\min} = \frac{G}{K_{\max}} = \frac{3000}{12} = 250 \text{ кг.}$$

Задача 25

Определить мощность, потребную самолету для совершения горизонтального полета, если $P_{\pi} = 400$ л. с., а $V_{\pi} = 360$ км/час.

Находим скорость в метрах в секунду:

$$V_{\pi} = \frac{360}{3,6} = 100 \text{ м/сек};$$

тогда

$$N_{\pi} = \frac{P_{\pi} V_{\pi}}{75} = \frac{400 \cdot 100}{75} = 533 \text{ л. с.}$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какое движение самолета называют установившимся? неустановившимся? Дайте пример того и другого.
2. Дайте определение горизонтального полета. Покажите его моделью самолета.
3. Изобразите схему сил горизонтального полета.
4. Напишите уравнения сил горизонтального полета. Покажите моделью самолета, как будет двигаться самолет при нарушении этих равенств.
5. Напишите формулу потребной скорости и проанализируйте, от чего зависят V_{π} .
6. Когда самолет должен лететь быстрее — с бомбами или без них?
7. Где больше потребная скорость — на большой высоте или на малой? Почему?
8. Как изменяется потребная скорость при увеличении угла атаки до критического? После критического?
9. От чего зависит потребная тяга? Когда она имеет минимальное значение?
10. Что называют потребной мощностью? От чего она зависит?
11. На каких углах атаки нужна для полета большая потребная мощность?

24. Характеристики горизонтального полета

Из рассмотренных выше условий горизонтального полета наибольший практический интерес представляет определение потребной скорости и потребной мощности и выяснение зависимости между ними.

Зависимость между потребными скоростью и мощностью для разных углов атаки может быть наглядно выражена кривыми Пено, состоящими из кривых располагаемой и потребной мощностей.

Кривая потребной мощности

Выше было установлено, что потребная мощность зависит от потребной скорости. Эту зависимость удобно изобразить в виде так называемой кривой потребных мощностей (фиг. 255).

По оси абсцисс откладывают значения скоростей V_{π} км/час, по оси ординат — значения потребной мощности N_{π} л. с. Кривая строится для определенной высоты и заданного полетного веса. Как и на кривой Лиллиенталя, значения углов атаки отмечаются на самой кривой; таким образом, кривая потребных мощностей показывает изменение мощности, необходимой для горизонтального полета, в зависимости от скорости полета и углов атаки крыла. Пользуясь этой кривой, легко найти, с какой скоростью должен лететь самолет на определенном угле атаки, или, наоборот, какая мощ-

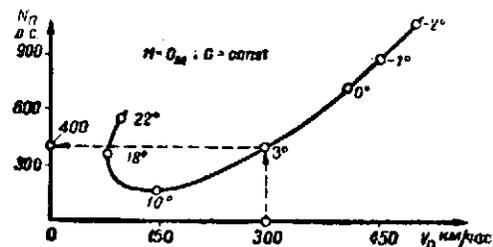
ность нужна для горизонтального полета самолета с определенной скоростью при данном угле атаки.

Так, например, для полета со скоростью $V = 300$ км/час самолет должен иметь мощность $N_{\pi} = 400$ л. с. При этом угол атаки $\alpha = 3^{\circ}$.

Построение кривой потребных мощностей. Чтобы построить кривую потребных мощностей, нужно иметь следующие исходные данные: полетный вес самолета G ; высоту полета H ; площадь крыльев S ; кривую Лиллиенталя для самолета.

Имея эти данные, строят кривую потребных мощностей в следующем порядке:

1. Находят на кривой Лиллиенталя самолета необходимые значения коэффициентов c_y и c_x по углам атаки, беря примерно 10—12 различных значений углов α .



Фиг. 255. Кривая потребных мощностей

2. Находят качество самолета по формуле $K_{сам} = \frac{c_y \cdot \rho \cdot r}{c_x \cdot \rho \cdot S}$ для каждого из взятых углов атаки.

3. Для тех же значений α находят потребную силу тяги по формуле

$$P_{\pi} = \frac{G}{K_{сам}}$$

4. Подсчитывают потребную скорость по формуле

$$V_{\pi} = \sqrt{\frac{G}{c_y \cdot \rho \cdot S}} \text{ м/сек},$$

беря значения ρ для заданной высоты полета H по таблице стандартной атмосферы.

5. Зная потребные скорость и тягу, вычисляют потребную мощность по формуле

$$N_{\pi} = \frac{V_{\pi} P_{\pi}}{75} \text{ л. с.}$$

6. Так как скорость на кривой потребных мощностей для большего удобства откладывают в километрах в час, найденные ранее значения скорости в метрах в секунду выражают в километрах в час (умножая их на 3,6).

Все результаты вычислений сводят в общую таблицу, пользуясь которой строят кривую потребных мощностей.

Кривая располагаемой мощности

Кривая потребной мощности показывает мощность, которую нужно затратить для горизонтального полета. Чтобы судить о том, может ли самолет лететь горизонтально на данном угле атаки

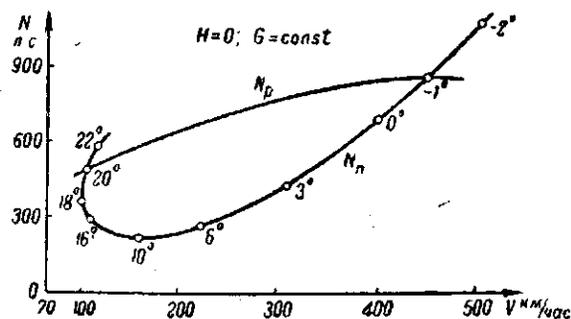
или с заданной скоростью, нужно иметь сведения о той мощности, которой он будет при этом располагать. Самые понятия о потребной и располагаемой мощности являются совершенно различными, и разницу эту следует хорошо усвоить.

Потребной мощностью называется мощность, необходимая для полета на данном режиме, с определенным углом атаки и скоростью. Располагаемой мощностью N_p называется наибольшая мощность, которую может развить ВМГ для полета на данном режиме.

Кривые Пено

Если совместить кривые потребной и располагаемой мощностей на одном графике, можно определить почти все летные характеристики самолета, так как такой график одновременно показывает мощность, необходимую для полета с определенной скоростью, и мощность, какой в действительности располагает ВМГ данного самолета.

Такой график называют графиком кривых Пено (фиг. 256).



Фиг. 256. Кривые Пено

Кривые Пено показывают предельные углы атаки и скорости, на которых возможен горизонтальный полет. Эти углы атаки находят на пересечении кривых потребной и располагаемой мощностей. На фиг. 256 такими углами атаки являются $\alpha = -1^\circ$ и $\alpha = 20^\circ$. На углах атаки, расположенных ниже точек пересечения, т. е. от $\alpha = -1^\circ$ до $\alpha = 20^\circ$, возможен полет как по горизонтали, так и с подъемом на высоту.

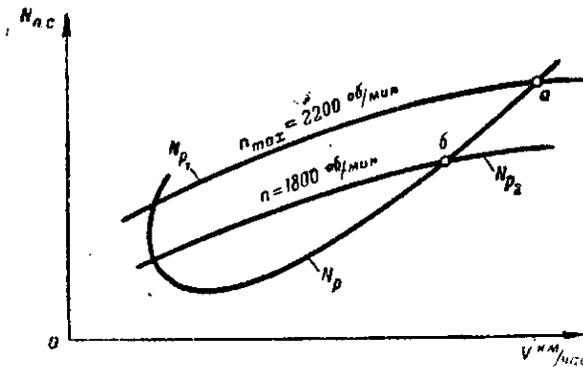
На углах атаки, больших 20° и меньших -1° , полет возможен только со снижением, так как располагаемая мощность N_p , полученная при полностью открытом дросселе, меньше потребной для горизонтального полета.

Условием горизонтального полета на любом угле атаки является равенство $N_n = N_p$, так как только при этом равенстве будут соблюдены условия горизонтального полета: $Y = G$ и $X = P$.

Если на кривую Пено нанести кривую N_p , полученную дросселированием двигателя, уменьшая его обороты и мощность, то кривая N_{p1} опустится ниже, как изображено на фиг. 257.

Анализ кривых Пено. Анализ хода кривых показывает, что каждому углу атаки соответствуют определенные значения скорости и необходимой мощности. Самые большие скорости получаются на малых углах атаки и, следовательно, при малых значениях c_y , что из формулы (35): чем меньше c_y , тем больше должна быть потребная скорость.

С увеличением углов атаки растет c_y , а скорость уменьшается. Происходит до критического угла атаки (по фиг. 258 $\alpha_{крит} = 18^\circ$), которому соответствует значение $c_{y, max}$. После $\alpha_{крит}$ с увеличением углов атаки потребная скорость снова начинает увеличиваться за счет уменьшения c_y ; поэтому кривая потребных мощностей загибается слегка в сторону больших скоростей.



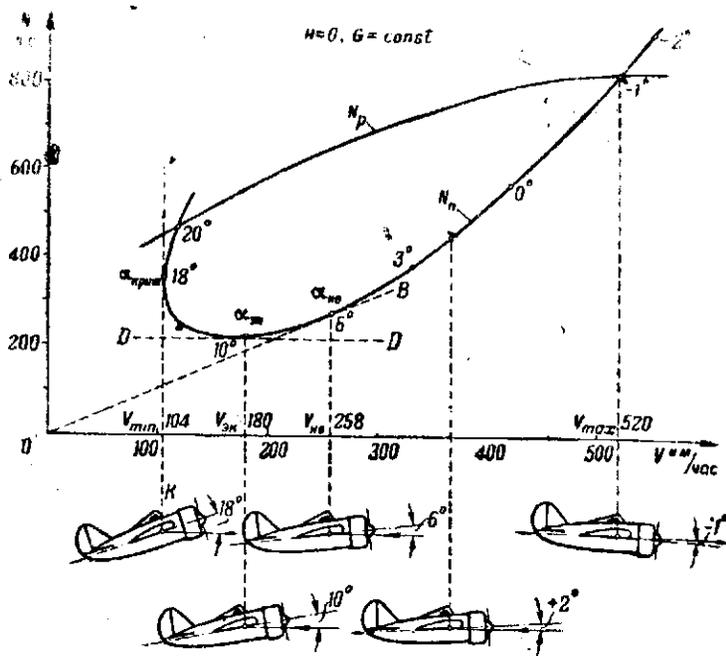
Фиг. 257. Изменение располагаемой мощности ВМГ дросселированием двигателя

По ходу кривой потребной мощности можно также проследить, как изменяется N_n в зависимости от углов атаки. Наибольшее значение потребная мощность имеет при малых углах атаки и больших скоростях. С увеличением углов атаки потребная мощность становится меньше вследствие уменьшения потребной скорости и потребной тяги (последнее объясняется возрастанием качества самолета до наилучшего угла атаки).

Падение потребной мощности происходит с увеличением углов атаки до так называемого экономического угла атаки (по фиг. 258 до $\alpha = 10^\circ$), при котором потребная мощность N_n становится минимальной. Дальнейшее увеличение углов атаки влечет за собой увеличение потребной мощности, несмотря на то, что скорость продолжает уменьшаться. Это объясняется уменьшением качества полета и ростом вследствие этого потребной силы тяги.

Пользуясь кривыми Пено (фиг. 258), можно найти следующие характерные скорости горизонтального полета: максимальную, экономическую, минимальную и наилучшую; каждая из них имеет свои особенности.

Максимальная скорость V_{max} . Скорость горизонтального полета на полной мощности двигателя называется максимальной. Ее находят, опуская перпендикуляр из правой точки пересечения кривых



Фиг. 258. Характерные скорости горизонтального полета

вых N_p и N_n на ось абсцисс. Горизонтальный полет на скорости, большей V_{max} , невозможен, так как потребная для этого мощность больше располагаемой. Горизонтальный полет с максимальной скоростью производится на малых углах атаки с небольшими значениями c_y и c_x ; по фиг. 258 этот угол $\alpha = -1^\circ$, а $V_{max} = 520$ км/час. Значения V_{max} современных самолетов находятся в пределах 450—600 км/час и больше.

Экономическая скорость V_{ek} . Скорость горизонтального полета на минимальных оборотах двигателя называется экономической. Ей соответствует минимальная мощность, потребная для горизонтального полета; двигатель при этом сильно задресселирован.

Для определения экономической скорости по кривым Пено проводят горизонтальную касательную DD к кривой потребных мощностей. Точка касания укажет величину экономического угла атаки $\alpha = 10^\circ$. В данном случае $V_{ek} = 180$ км/час (фиг. 258).

Минимальный расход топлива на один час полета теоретически соответствует экономической скорости, так как мощность двигателя здесь наименьшая. Расходуя минимальное количество топлива в час, можно при определенном его запасе продержаться в воздухе наибольшее время. Поэтому на экономической скорости (вернее, на скорости, очень близкой к ней) производят горизонтальный полет на продолжительность (в ожидании рассвета; над местностью, закрытой туманом; при сборе частей в воздухе; при патрулировании и т. д.).

Минимальная скорость V_{min} . Скорость, соответствующая критическому углу атаки (при $c_{y_{max}}$), называется минимальной. Это наименьшая скорость горизонтального полета, при которой на крыльях самолета еще может создаваться подъемная сила, равная его весу. Значения V_{min} современных самолетов находятся в пределах 120—150 км/час. Пользуясь кривыми Пено, V_{min} находят проведением вертикальной касательной KK к кривой потребной мощности (фиг. 258). Точка касания даст минимальную скорость $V_{min} = 104$ км/час и $\alpha_{крит} = 18^\circ$.

Минимальную скорость горизонтального полета можно найти по формуле (35), подставив в нее значение c_y , соответствующее критическому углу атаки:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{max}} \rho S}} \text{ м/сек.} \quad (38)$$

В дальнейшем мы увидим, что на скорости, близкой к минимальной, производят посадку самолета. Чтобы сделать посадку более безопасной, стараются уменьшить скорость V_{min} , увеличивая значение $c_{y_{max}}$ крыла. С этой целью и делают разрезные крылья (с предкрылками и закрылками) и крылья с различными щитками, которые были рассмотрены в разделе 16.

Интервал скоростей от V_{max} до V_{min} называется диапазоном скоростей. Чем больше диапазон скоростей, тем лучше самолет, так как он, имея большие скорости горизонтального полета, может совершить посадку с малыми скоростями. У современных самолетов

отношение скоростей $\frac{V_{max}}{V_{min}} = 3,5 - 4,5$, достигая у отдельных хороших самолетов значений 5—5,5.

Наивыгоднейшая скорость V_{nb} . Скорость горизонтального полета при минимальной тяге, потребной для полета, называется наивыгоднейшей. Пользуясь кривыми Пено, эту скорость находят проведением касательной OB из начала координат к кривой потребных мощностей (фиг. 258); точка касания показывает наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{nb} = 6^\circ$ и наивыгоднейшую скорость полета $V_{nb} = 258$ км/час. В горизонтальном полете на наивыгоднейшем угле атаки с наименьшей тягой P_{min} (при максимальном качестве самолета) можно теоретически получить наибольшую дальность горизонтального полета L_{max} .

Понятие о дальности горизонтального полета. В действительности наибольшая дальность получается не на наивыгоднейшей, а на так называемой крейсерской скорости $V_{кр}$, которой соответствует минимальный расход топлива на 1 км воздушного пути. Несовпадение на практике наибольшей дальности полета с наивыгоднейшей скоростью объясняется следующими причинами. Во-первых, к. п. д. винта подбирается обычно для V_{max} и потому при работе его на V_{nb} менее эффективно используется мощность двигателя; следовательно, наибольшая дальность полета получится на скоростях больших, чем V_{nb} , на которых к. п. д. винта больше. Во-вторых, минимальный удельный расход топлива C_p

(кг/л. с. час) не соответствует оборотам двигателя, необходимым для наиболее выгоднейшей скорости.

Вследствие этих причин наибольшая дальность получается при больших, чем $V_{кр}$, скоростях и на меньших, чем $\alpha_{кр}$, углах атаки, приближаясь к V_{max} горизонтального полета. По этим же причинам не совпадает минимальный часовой расход горючего с экономической скоростью.

Крейсерская скорость составляет примерно 70—80% от максимальной скорости полета самолета.

Наглядное представление о факторах, влияющих на дальность горизонтального полета, дает приближенная формула

$$L = 270 \frac{G_r K \eta}{G C_e} \text{ км.} \quad (39)$$

где L — дальность горизонтального полета, км;

G_r — запас горючего в баках самолета, кг;

K — качество самолета на угле атаки, с которым происходит полет на дальность;

η — к. п. д. винта при скорости полета и оборотах винта, на которых происходит полет на дальность;

G — полетный вес самолета, кг;

C_e — удельный расход горючего, кг/л. с. час

Формула (39) показывает, что чем больше запас горючего, качество самолета и к. п. д. винта, тем больше дальность полета. Наоборот, чем больше полетный вес самолета и удельный расход горючего его моторов, тем дальность полета меньше.

Пользуясь формулой (39), можно определить наибольшую дальность полета, которой обычно и интересуются, лишь очень приблизительно. Причиной этого являются трудности определения:

1) угла атаки крыла (а следовательно, и значения качества самолета), при котором получается наибольшая дальность; подставлять же значения K_{max} нельзя, так как наиболее выгодный угол атаки, как мы видели выше, не обеспечивает наибольшей дальности;

2) скорости полета и числа оборотов мотора, при которых винт имеет наибольшее значение к. п. д., а мотор — минимальное значение расхода C_e ;

3) значения полетного веса G , которое нужно подставлять в формулу (39), так как в течение полета он непрерывно изменяется (за счет расхода горючего и смазки). В случае если запас горючего составляет небольшой процент от веса самолета, можно брать среднее значение веса самолета (с горючим и без него).

Подсчитывая примерное значение дальности полета по формуле (39), следует помнить о неточности, которую она дает.

Обычно пользуются понятием о радиусе действия, которое предполагает достижение наиболее удаленной цели с возвратом к месту взлета самолета. Радиус действия равен половине дальности полета.

Режимы горизонтального полета

В зависимости от углов атаки горизонтальный полет можно разбить на два режима — первый и второй, границей между которыми является экономический угол атаки (фиг. 259).

Первый режим. Горизонтальный полет на скоростях от экономической до максимальной носит название первого режима. Полет на этом режиме характеризуется большими скоростями и малыми углами атаки. В практике полетов первый режим наиболее употребителен, так как он обладает следующими положительными свойствами:

1. Мощность ВМГ расходуется здесь более рационально. Из анализа графика, показанного на фиг. 259, видно, что одна и та же мощность (точки a и b)

дает разные скорости полета: на первом режиме — скорость V_1 и на втором режиме — скорость V_2 , причем V_1 намного больше V_2 .

2. Самолет хорошо управляем, вследствие больших скоростей он быстро реагирует на отклонение рулей.

3. Самолет более устойчив — лучше сохраняет приданное ему положение.

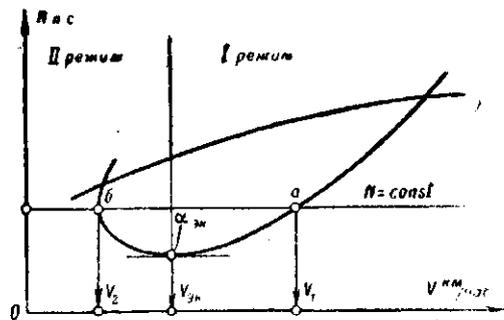
4. На всех углах атаки первого режима имеет место так называемая прямая управляемость рулем высоты, которая сводится к следующему.

При взятии ручки «на себя» угол атаки увеличивается, потребляемая мощность уменьшается и появляется излишек мощности сверх необходимой для горизонтального полета. Если не трогать сектор газа, самолет перейдет на подъем. Если во время полета с V_{max} летчик даст ручку «от себя», угол атаки уменьшится, потребляемая мощность увеличится и образуется не излишек мощности, а ее недостаток. Самолет перейдет на снижение, которое летчик может прекратить, вновь увеличив угол атаки.

Таким образом, самолет следует за движением ручки: ручка «на себя» — самолет переходит на подъем, ручка «от себя» — самолет переходит на снижение (сектор газа неподвижен).

Это и есть прямая управляемость по инстинкту летчика, так как летчику не нужно задумываться, куда отклонять ручку в том или другом случае полета. Он инстинктивно тянет ее «на себя», если хочет подниматься, и также автоматически отжимает «от себя», если хочет снижаться. Прямая управляемость сохраняется на всем первом режиме от V_{max} до $V_{кр}$.

Второй режим. Горизонтальный полет на малых скоростях и углах атаки, больших $\alpha_{кр}$, называется вторым режимом. В прак-



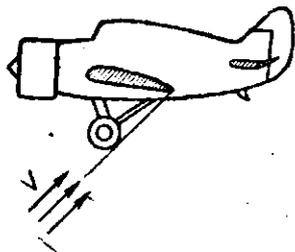
Фиг. 259. Режимы горизонтального полета

тике полет на втором режиме применяется при посадке и для нивировки летчиков в технике пилотирования. Мощность здесь ходуется нерационально, так как при большой ее затрате скорость полета получаются небольшие. Вследствие малых скоростей полет на втором режиме плохо управляем, хуже реагирует на движения рулей и менее устойчив, чем на первом режиме; самолет имеет стремление «свалиться на крыло», крениться при нейтральном положении элеронов.

Наконец, на втором режиме имеет место так называемая обратная управляемость рулем высоты.

Рассмотрим управляемость самолетом на втором режиме.

Пусть летчик в полете на втором режиме взял ручку «на себя» не трогая сектор газа, тогда увеличится угол атаки и потребная мощность. Так как потребная мощность стала больше располагаемой, самолет горизонтального полета перейдет на снижение, хотя руль высоты поднят и фонарь наклонен вверх. В таком положении, с приподнятым носом, самолет будет снижаться (фиг. 260). Если летчик даст ручку «от себя», угол атаки и потребная мощность уменьшатся, а так как располагаемая мощность осталась без изменения, появившийся избыток мощности переведет самолет на подъем.



Фиг. 260. Обратная управляемость рулем высоты на втором режиме горизонтального полета

В обоих случаях самолет реагирует движением рулей (при неподвижном тротуаре газа) не так, как при полете на первом режиме: ручка «на себя» — самолет снижается, ручка «от себя» — самолет переходит на подъем. Такая обратная управляемость относится не к углам атаки, а к направлению полета самолета. При взятии ручки «на себя» угол атаки крыла увеличивается на обоих режимах, только на первом режиме самолет от такого движения ручки поворачивается вверх, а на втором вниз.

Особенность управления на $\alpha_{кр}$, являющемся границей между обоими режимами, сводится к следующему. Куда бы летчик ни взял ручку — «на себя» или «от себя», если не трогать сектор газа, самолет перейдет на снижение, так как в обоих случаях нехватка располагаемой мощности.

Избыток мощности. Избытком мощности ΔN называется разность между располагаемой и потребной мощностями при одной и той же скорости полета.

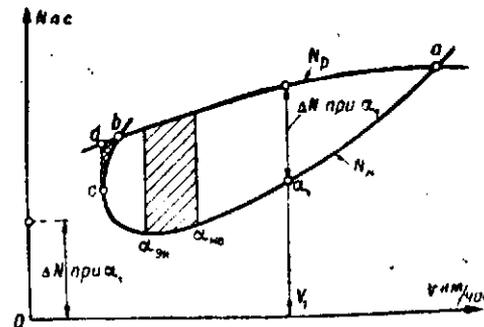
Избыток мощности является одной из важных характеристик самолета, так как он определяет возможность совершения полета на режимах, требующих для своего осуществления больших мощностей, чем в горизонтальном полете.

Чтобы определить избыток мощности при заданном угле атаки α (или скорости V_1), нужно, пользуясь кривыми Пеню, взять циркулем

расстояние по вертикали между располагаемой и потребной мощностями для угла атаки α_1 (фиг. 261), перенести этот отрезок в начало координат и там определить его числовое значение. В точках пересечения кривых N_p и N_r избыток мощности отсутствует (точки a и b на фиг. 261).

На всех промежуточных углах атаки между точками пересечения a и b избыток мощности имеется, причем его наибольшие значения находятся примерно на углах атаки между $\alpha_{ок}$ и $\alpha_{пв}$ (на фиг. 261 этот участок заштрихован).

Избыточные мощности на углах атаки, больших критического, показаны участком bcd с двойной штриховкой.



Фиг. 261. Избыток мощности ΔN

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Рассмотрите кривую потребных мощностей. Что она показывает?
2. Определите на фиг. 255 потребные скорость и мощность для горизонтального полета с углом атаки 0° .
3. Как построить кривую потребных мощностей?
4. В чем принципиальное различие между кривыми располагаемых и потребных мощностей?
5. Что показывают кривые Пеню?
6. Как найти на кривых Пеню V_{max} . Чем характерна эта скорость?
7. Какую скорость называют экономической? Как ее найти на кривых Пеню? Чем она характерна? Когда ее применяют?
8. Какую скорость горизонтального полета называют минимальной? Как ее найти на кривых Пеню? Чем она характерна? Когда ее применяют?
9. Что называется диапазоном скоростей горизонтального полета?
10. Какая скорость называется наилучшей? Как ее найти на кривых Пеню?
11. Чем характерна крейсерская скорость?
12. От чего зависит дальность горизонтального полета?
13. Дайте определение и характеристику режимов горизонтального полета.
14. Что такое прямая и обратная управляемость рулем высоты? Поясните это, пользуясь моделью самолета.
15. Что называется избытком мощности? Как его найти на кривых Пеню? На каких углах атаки он имеет наибольшее значение?

25. Влияние различных факторов на горизонтальный полет

На горизонтальный полет оказывают влияние: высота полета, вес и наличие или отсутствие ветра.

Влияние высоты полета

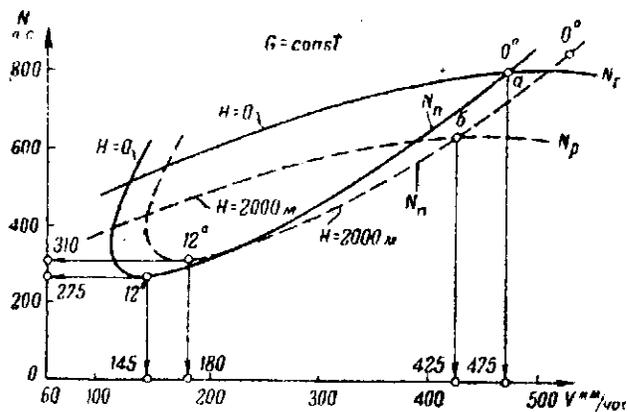
Характеристики горизонтального полета на различных высотах будут изменяться, так как потребная и располагаемая мощности зависят от высоты.

Потребная мощность изменяется с высотой вследствие изменения потребной скорости, которая зависит от массовой плотности воздуха. При горизонтальном полете на большей высоте, при неизменном угле атаки, потребная мощность растет, так как уменьшается массовая плотность (см. фиг. 254). Объясняется это тем, что в среде с меньшей плотностью самолет должен лететь быстрее, чтобы на его крыльях создавалась такая же подъемная сила (равная весу), как и на меньшей высоте, где массовая плотность больше.

Потребная тяга, как известно, от высоты полета не зависит: на любой высоте остается неизменной (при постоянном α).

Так как потребная скорость на высоте увеличивается, то, согласно формуле (37), увеличится и потребная мощность, причем та и другая вырастут в одинаковой степени. Если по формуле (35) подсчитать потребную скорость у земли и на высоте $H = 5000$ м, то окажется, что она увеличится на 29%. Так же увеличится и потребная мощность.

На кривой потребных мощностей это отразится следующим образом. На фиг. 262 сплошной и пунктирной линиями изображены две



Фиг. 262. Кривые Пено самолета с невысотным двигателем

примерные кривые потребных мощностей для полета у земли ($H = 0$) и на высоте $H = 2000$ м. Кривая потребных мощностей для большей высоты вся переместилась вправо вследствие увеличения V_{max} . Кроме того, кривая N_p поднялась вверх вследствие увеличения N_p .

Таким образом, каждому углу атаки (например $\alpha_{вн} = 12^\circ$) соответствует увеличенная потребная скорость (вместо 145 — 180 км/час) и большая мощность (вместо 275 — 310 л.с.).

Располагаемая мощность изменяется с высотой в зависимости от типа двигателя. Соответствующие кривые показаны на фиг. 245 и 247. Совмещая кривые располагаемых мощностей (см. фиг. 245) с потребными, получим кривые Пено для невысотного двигателя (фиг. 262); совмещая кривые располагаемых мощностей (см. фиг. 247) с теми же кривыми потребными

мощностей, получим кривые Пено для высотного двигателя с нагнетателем (фиг. 263).

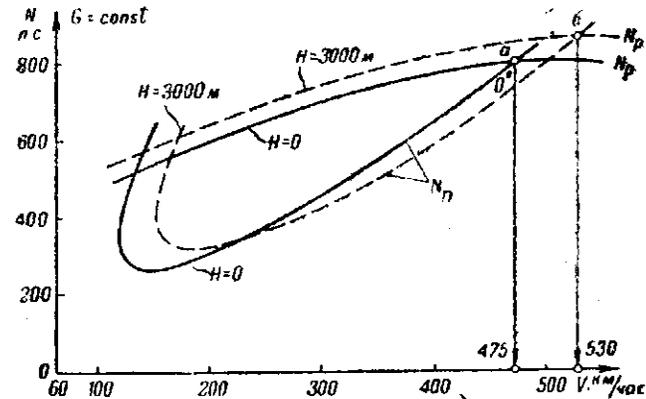
Кривые Пено для невысотного двигателя. Анализируя ход кривых на фиг. 262, можно сделать следующие выводы:

1. Максимальная скорость на высоте стала меньше на 50 км/час, как точка пересечения a кривых N_p и N_r переместилась левее и ниже (в точку b). Все остальные потребные скорости увеличились.

2. V_{max} на высоте $H = 2000$ м получается на угле атаки больше, чем у земли.

3. Избыток мощности с подъемом на высоту уменьшается вследствие уменьшения располагаемой и увеличения потребной мощностей.

Кривые Пено для высотного двигателя с нагнетателем (фиг. 263). Основным отличием такого двигателя является увеличение за счет наддува располагаемой мощности на высоте по сравнению с N_p у земли.



Фиг. 263. Кривые Пено самолета, имеющего высотный двигатель с нагнетателем

Рассматривая кривые на фиг. 263, можно сделать следующие выводы:

1. V_{max} до расчетной высоты увеличивается, в данном случае на 55 км/час.

2. Новый угол атаки, соответствующий V_{max} , меньше, чем у самолета с невысотным двигателем, или равен ему, в зависимости от того, насколько выросла располагаемая мощность.

3. Избыток мощности на высоте не только не уменьшился, а наоборот, несколько увеличился, причем он вырос исключительно вследствие увеличения располагаемой мощности при росте потребной.

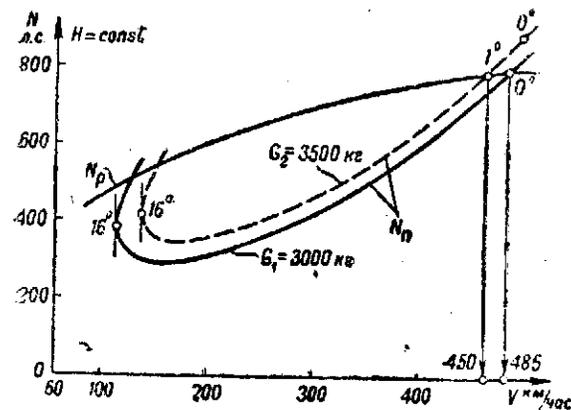
Кривые Пено на фиг. 262 и 263 показывают значение высотных двигателей в сохранении больших скоростей не только до расчетной высоты, но и после нее, так как при прочих равных условиях возможности высотного двигателя на одной и той же

высоте всегда больше, чем невысотного. Роль высотных двигателей и их избыточной мощности не менее важна и для других режимов полета (подъем, вираж и т. д.).

Таким образом, во всех случаях изменения высоты горизонтального полета условия его меняются, так как изменяется плотность ρ воздуха. При этом потребные скорости и мощности растут с высотой всегда, а располагаемые — изменяются в зависимости от типа двигателя, установленного на самолете; при невысотном двигателе они уменьшаются, при высотном — растут.

Влияние полетного веса

Изменение полетного веса самолета сильно сказывается на характеристиках горизонтального полета. Изменение веса самолета происходит очень часто, так как одному и тому же самолету приходится летать для выполнения различных боевых заданий с самыми разнообразными вариантами нагрузки.



Фиг. 264. Кривые Пено для самолета с различным полетным весом

При неизменном угле атаки чем больше полетный вес самолета, тем больше должна быть подъемная сила его крыла, тем с большей скоростью должен лететь самолет. С увеличением веса растет и потребная тяга для полета на том же самом угле атаки; это ясно из анализа формулы (36).

Так как скорость и тяга возрастают, должна увеличиться и потребная мощность за счет обеих величин, причем значительно быстрее их. Таким образом, самолет с увеличенным весом может лететь горизонтально (с постоянным углом α) только с большей скоростью, большей тягой и при увеличенной мощности.

На фиг. 264 изображены кривые Пено для одного и того же самолета, но с разными полетными весами; высота полета не изменяется. Кривая располагаемых мощностей не изменится, так как N_p от веса не зависит. Кривая потребных мощностей для большего веса перемещается вправо (за счет роста V_a) и значительно больше вверх (за счет роста N_p), так как потребная мощность увеличивается гораздо быстрее скорости.

Из анализа кривых можно сделать следующие выводы:

1. С увеличением полетного веса уменьшается V_{max} , так как первоначальная точка ($\alpha = 0^\circ$) пересечения кривых переместилась влево ($\alpha = 1^\circ$).
2. Новая, уменьшенная V_{max} будет на большем угле атаки ($\alpha = 1^\circ$).

3. Избыток мощности уменьшается вследствие увеличения потребной мощности.

4. Минимальная потребная мощность (на $\alpha_{ок}$) и часовой расход топлива увеличиваются; вследствие этого уменьшается продолжительность полета.

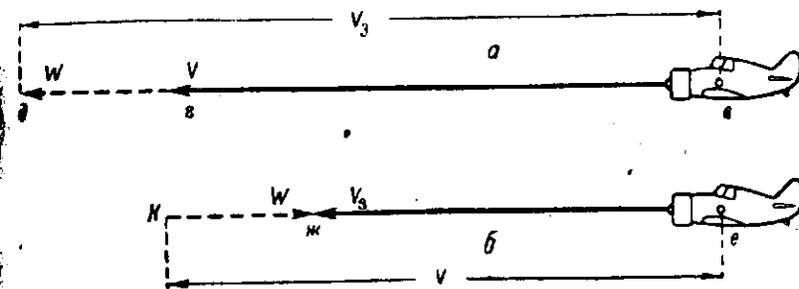
5. Так как с увеличением веса потребная тяга увеличивается, то дальность полета при том же запасе топлива уменьшается.

Влияние ветра на горизонтальный полет

У движущегося в воздухе самолета различают две скорости — воздушную и путевую.

Воздушной или технической скоростью V называется скорость движения самолета относительно воздуха. Скорость горизонтального полета, найденная по кривой Пено, является воздушной скоростью.

Путевой или земной скоростью V_a называется скорость движения самолета относительно земли. Эта скорость определяет время и расстояние, пройденное самолетом по отношению каких-либо местных предметов на земле. Если ветра в течение полета не было, путевая и воздушная скорости совпадают ($V_a = V$).

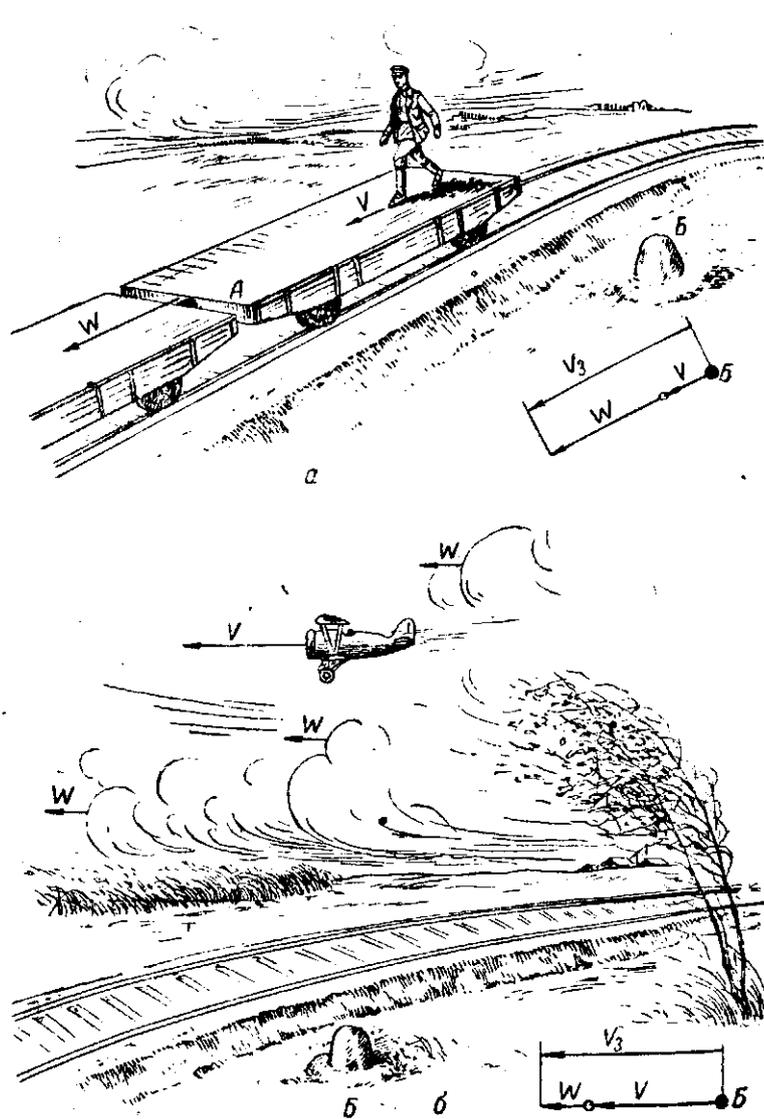


Фиг. 265. Соотношение воздушной (V) и путевой (V_a) скоростей самолета

На фиг. 265 показано соотношение указанных скоростей при горизонтальном полете с попутным ветром a и встречным ветром b , скорость которого обозначена через W . В обоих случаях самолет летит относительно воздуха с одинаковой воздушной скоростью V . Затрачивая одну и ту же мощность, самолет при попутном ветре имеет путевую скорость большую, чем при встречном, так как в первом случае скорость ветра W увеличивает скорость движения относительно земли, а в другом — уменьшает ее. Поэтому путевую скорость самолета находят по следующим формулам:

$$\left. \begin{aligned} \text{при попутном ветре } V_a &= V + W, \\ \text{при встречном ветре } V_a &= V - W. \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

Воздушная скорость не зависит от ветра, и его влияние сказывается только на величине земной скорости. Наиболее просто это можно объяснить следующим образом.



Фиг. 266. Путь скорость самолета при ветре

Представим себе платформу A , движущуюся по рельсам со скоростью W (фиг. 266, a). По платформе в том же направлении движется человек, перемещаясь относительно платформы со скоростью V . Тогда относительно неподвижной точки B человек будет двигаться с большей скоростью $V_s = V + W$; двигаясь по платформе в обратном направлении, человек имел бы относительно земли меньшую путь скорость: $V_s = V - W$.

Очевидно, скорость V человека относительно платформы не зависит ни от величины, ни от направления скорости W , с которой платформа движется по рельсам; с изменением скорости W изменится только скорость человека V_s относительно земли.

Аналогичное явление происходит и при движении самолета попутным ветром. Воздушные массы движутся относительно земли со скоростью W (фиг. 266, b). В движущемся воздухе перемещается самолет со скоростью V . Тогда относительно земли самолет при попутном ветре будет двигаться с большей скоростью: $V_s = V + W$; при встречном ветре путь скорость будет меньше: $V_s = V - W$.

Таким образом, скорость W платформы подобна скорости ветра относительно земли; скорость V человека относительно платформы подобна воздушной скорости V самолета относительно воздуха; путь скорость V_s показывает, с какой скоростью перемещаются человек или самолет относительно земли.

Следовательно, скорость самолета в передвигающейся массе воздуха подобна скорости человека по движущейся платформе; обе скорости являются техническими скоростями, не зависящими ни от величины, ни от направления скорости W .

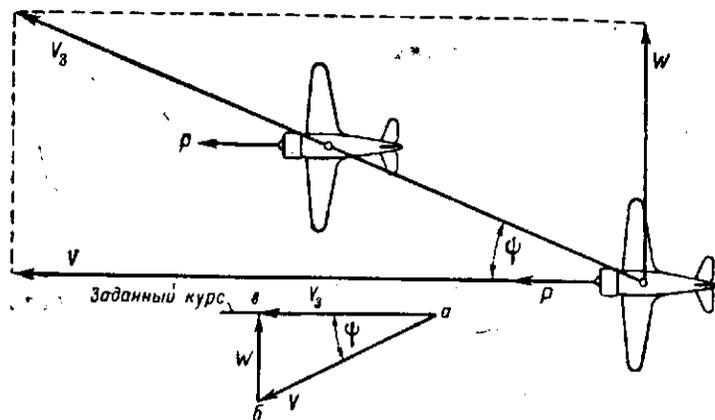
Таким образом, скорость самолета относительно воздуха не зависит от того, движется воздух или нет. И в подвижной и в неподвижной массе воздуха самолет будет двигаться относительно воздуха с одинаковой скоростью, на создание которой и расходуется мощность его двигателя. При этом воздушная скорость будет зависеть не от ветра, а от угла атаки крыла и мощности, развиваемой двигателем.

При попутном ветре земная скорость (стрелка bd на фиг. 265) больше земной скорости самолета при встречном ветре (стрелка ej) на величину $2W$ (отрезки gd и kj). Это и объясняет невыгодность полета при встречном ветре: затрачивая одну и ту же мощность, самолет относительно земли движется медленнее; следовательно, встречный ветер уменьшает дальность полета. Очевидно, попутный ветер увеличит ее, так как он увеличивает путь скорость самолета.

При попутном ветре самолет быстрее долетает до цели, чем при встречном, следовательно, попутный ветер будет помогать самолету меньше время, чем будет мешать встречный ветер. Поэтому выигрыш в пути с попутным ветром оказывается меньше, чем проигрыш при встречном, что и уменьшает дальность полета.

Продолжительность полета не зависит от ветра. Наибольшую продолжительность дает полет на угле атаки $\alpha_{ак}$ с наименьшей потребной мощностью. Но так как последняя зависит от воздушной скорости, на которую ветер не влияет, то и потребная мощность при наличии ветра не изменится. Поэтому расход топлива в 1 час останется постоянным, и продолжительность полета не изменится. Дальность же полета изменится, увеличиваясь при попутном ветре и уменьшаясь при встречном.

Ветер, не совпадающий с направлением полета самолета, называется боковым. Боковой ветер изменяет путевую скорость не только по величине, но и по направлению, снося самолет в сторону (фиг. 267). Самолет движется под действием силы тяги по направлению воздушной скорости V ; боковой ветер W сносит его вправо, в результате самолет движется с земной скоростью V_3 по диагонали прямоугольника, составляющей с воздушной скоростью V угол сноса ψ .



Фиг. 267. Влияние бокового ветра на горизонтальный полет

Чтобы выдержать заданный курс (по скорости V), летчик должен вести самолет не в направлении скорости V , а левее с таким расчетом, чтобы направление его земной скорости V_3 совпало с требуемым направлением полета. Сказанное изображено на фиг. 267 треугольником скоростей abv .

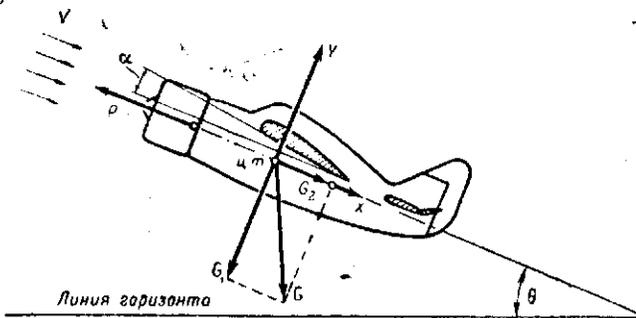
ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Как изменится потребная мощность с подъемом на высоту?
2. Чем различаются кривые Пено для невысокого мотора при полете на большой высоте и у земли?
3. Как изменяются характеристики горизонтального полета для высотного мотора при полете на больших высотах?
4. Как влияет увеличение веса самолета на горизонтальный полет?
5. Какая скорость называется воздушной? Путевой?
6. Почему ветер не влияет на воздушную скорость самолета?
7. Как изменяется путевая скорость при полете со встречным ветром? Попутным?
8. Как влияет ветер на дальность полета?
9. Почему продолжительность полета не зависит от ветра?
10. Как влияет боковой ветер на горизонтальный полет?

26. Подъем самолета

Подъемом называется прямолинейное движение самолета вверх с постоянной скоростью по траектории, наклонной к горизонту.

От горизонтального полета подъем отличается наклоном траектории (линии движения) к горизонту и другим соотношением сил, действующих на самолет. Угол, составленный траекторией полета и линией горизонта, называется углом подъема θ (фиг. 268).



Фиг. 268. Схема сил, действующих на самолет при подъеме

У большинства самолетов угол подъема невелик и лежит в пределах $10-15^\circ$; только у истребителей он имеет большие значения, достигающие до $20-25^\circ$ и больше.

Схема сил и уравнения подъема

При подъеме на самолет действуют четыре силы: подъемная сила крыла, лобовое сопротивление самолета, вес самолета и тяга винта. Принимаем, что все эти силы приложены в центре тяжести самолета.

Подъемная сила Y крыла направлена перпендикулярно к траектории полета; лобовое сопротивление — по траектории, против направления движения; вес самолета G направлен вертикально вниз. Чтобы в дальнейшем было удобнее установить связь между силами при подъеме, раскладываем силу G на две составляющие: G_1 , направленную перпендикулярно к движению, и G_2 , направленную параллельно траектории. Тяга винта P направлена параллельно траектории полета (небольшие возможные отклонения от этого, как и в горизонтальном полете, не учитываем).

Перпендикулярно к траектории движения действуют силы Y и G_1 . Очевидно, при прямолинейном и равномерном движении между ними может быть только одна зависимость: $Y = G_1$. При нарушении этого равенства движение самолета не будет прямолинейным, так как появится сила, перпендикулярная к движению, которая вызовет искривление траектории вверх или вниз, в зависимости от того, какая из этих сил будет больше. Одновременно изменится скорость полета и нарушится равномерность движения.

Таким образом, равенство $Y = G_1$ обеспечивает в первую очередь прямолинейность движения при подъеме.

Параллельно траектории полета действуют три силы: тяга P , лобовое сопротивление X и сила G_2 , причем сила P действует в

направлении движения, а силы X и G_2 — против него. Очевидно, что и между этими силами возможна только одна зависимость: $P = X + G_2$. При нарушении этого равенства движение самолета не будет равномерным, так как появится сила, направленная вдоль траектории, которая будет ускорять или замедлять движение. При этом нарушится и прямолинейность движения.

Таким образом, равенство $P = X + G_2$ обеспечивает в первую очередь равномерность движения при подъеме.

Эти равенства называются уравнениями сил при подъеме:

условие прямолинейности движения: $Y = G_1$;

условие равномерности скорости движения:

$$P = X + G_2. \quad (41)$$

Из анализа формулы (41) можно сделать следующие выводы:

1. Подъемная сила крыла при подъеме меньше, чем в горизонтальном полете, так как сила G_1 меньше силы полного веса G самолета. Объясняется это тем, что другая часть веса самолета сила G_2 — уравновешивается силой тяги P .

2. Тяга винта больше, чем в горизонтальном полете, так как она должна уравновесить не только лобовое сопротивление самолета, но и силу G_2 . Поэтому мощность, необходимая для подъема, должна быть больше, чем для горизонтального полета. Чтобы получить большую мощность двигателя, увеличивают его обороты.

Таким образом, для подъема самолета мощность и тяга должны быть больше, чем в горизонтальном полете, а подъемная сила меньше. Чем больше угол подъема, тем меньше составляющая силы веса G_1 и тем меньшая подъемная сила нужна самолету. Вместе с этим увеличивается сила G_2 , а с ней и тяга, потребная для подъема.

Мощность, потребная для подъема

Так как для подъема нужна меньшая подъемная сила, чем для горизонтального полета, то при полете на одном и том же угле атаки скорость подъема (по траектории) всегда меньше потребной скорости горизонтального полета. Разница между этими скоростями невелика, особенно при малых углах подъема, — в пределах $10-15^\circ$, когда скорость подъема всего лишь на $0,5-2$ меньше V_H горизонтального полета. Поэтому без больших погрешностей принимают скорость подъема равной потребной скорости V_H . Исключение составляют истребительные самолеты, имеющие углы подъема до $20-25^\circ$. В этих случаях разность скоростей может доходить до $4-6\%$, и пренебрегать ею уже нельзя.

Так как скорости движения самолета примерно равны, то на одном и том же угле атаки лобовое сопротивление самолета будет одинаково. Поэтому мощность N_H , необходимая для преодоления лобового сопротивления как при подъеме, так и в горизонтальном полете, примерно одинакова. Кроме этой мощности при подъеме приходится затрачивать дополнительную мощность для перемещения самолета по вертикали вверх.

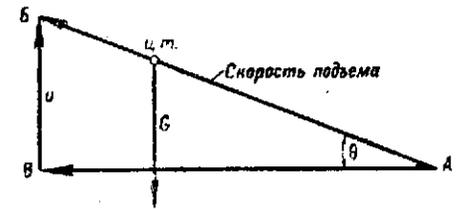
Скорости самолета при подъеме можно графически изобразить треугольником скоростей ABV (фиг. 269), составленным из скорости полета по горизонтали AB , вертикальной скорости подъема (BV) и скорости по траектории AB .

Дополнительную мощность ΔN , необходимую для подъема самолета с вертикальной скоростью u , можно найти по формуле

$$\Delta N = \frac{Gu}{75}, \quad (42)$$

где ΔN — избыток мощности, найденный по кривым Пено (см. фиг. 261).

Таким образом, полная мощность, потребная для подъема, складывается: 1) из мощности для преодоления лобового сопротивления самолета при подъеме, примерно равной мощности, потребной для горизонтального полета, и 2) из мощности, необходимой для подъема самолета (для преодоления его силы веса G) с вертикальной скоростью u .



Фиг. 269. Скорости самолета при подъеме

Следовательно, для подъема необходима мощность большая, чем для горизонтального полета, причем увеличение ее происходит за счет большей силы тяги, потребной для подъема.

Поэтому на больших скоростях, где затрачивается большая мощность на преодоление лобового сопротивления самолета, мощности для подъема или вовсе не остается (при полете на V_{max}), или ее хватает лишь для подъема с небольшой вертикальной скоростью. Наоборот, подъем с большой вертикальной скоростью производят на меньших скоростях по траектории, когда лобовое сопротивление и мощность, затрачиваемая на него, невелики и имеется избыточная мощность, расходуемая на создание скорости u .

Отсюда вывод, что подъем возможен только на тех углах атаки, где есть избыток мощности, т. е. на всех α между точками пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей (точки a и b на фиг. 261).

На угле атаки, соответствующем максимальной скорости горизонтального полета, подъем самолета невозможен, так как на этом угле атаки отсутствует избыток мощности.

Полная мощность $N_{под}$, затрачиваемая на подъем, может быть найдена по формуле

$$N_{под} = N_H + \Delta N \text{ л. с.}, \quad (43)$$

где N_H — мощность, необходимая для преодоления лобового сопротивления при подъеме;

ΔN — избыточная мощность, используемая для движения самолета по вертикали вверх (для преодоления его силы веса).

Вертикальная скорость подъема

Вертикальная скорость подъема u измеряется высотой, набираемой самолетом в 1 сек.; она является вертикальной составляющей скорости подъема. Числовое ее значение находится в пределах 10—15 м/сек; хорошие истребители могут взлетать вверх еще быстрее, набирая в 1 сек. до 20—25 м.

Вертикальную скорость u можно определить, преобразовав формулу (42) следующим образом:

$$u = \frac{75 \Delta N}{G} \text{ м/сек,} \quad (44)$$

где ΔN — избыток мощности, найденный по кривым Пено.

Вертикальная скорость обратно пропорциональна полетному весу самолета и прямо пропорциональна избытку мощности ΔN . Наибольшая вертикальная скорость будет на тех углах атаки, где избыток мощности наибольший и достигает значений ΔN_{\max} .

От вертикальной скорости зависит скороподъемность самолета; скороподъемность характеризуется временем, в течение которого самолет может подняться на определенную высоту.

Влияние веса на вертикальную скорость подъема. С увеличением веса самолета вертикальная скорость подъема становится меньше.

Это объясняется тем, что, расходуя определенный избыток мощности на подъем, можно перемещать по вертикали большой вес с малой скоростью или меньший вес, но зато с большей вертикальной скоростью.

Вертикальная скорость с увеличением веса падает еще и потому, что уменьшается избыток мощности вследствие увеличения потребной для горизонтального полета мощности.

Таким образом, увеличение полетного веса очень сильно влияет на величину вертикальной скорости.

С увеличением веса уменьшается также угол θ подъема самолета, так как уменьшается вертикальная скорость, а скорость по траектории должна одновременно возрасти.

Влияние избытка мощности на вертикальную скорость. Это влияние непостоянно и зависит от углов атаки и высоты полета.

На разных углах атаки избыток мощности неодинаков. Наибольшее его значение у земли будет примерно при $\alpha_{\text{нв}}$; поэтому наиболее быстрый подъем осуществляется обычно на этом угле атаки. По мере подъема на высоту наибольший избыток сдвигается к экономическому углу атаки $\alpha_{\text{эк}}$. Это и определяет те углы атаки (от $\alpha_{\text{нв}}$ до $\alpha_{\text{эк}}$), на которых выгоднее всего производить подъем, так как они обеспечивают наибольшую скороподъемность.

Изменение ΔN до расчетной высоты для различных двигателей происходит неодинаково. Вследствие различного изменения ΔN вертикальная скорость меняется с высотой также неодинаково.

У невысокого двигателя избыток мощности с подъемом на высоту уменьшается; поэтому, начиная от земли, вертикальная скорость самолета с таким двигателем будет уменьшаться, пока на какой-то высоте она окажется равной нулю.

У самолета, снабженного высотным двигателем с магнететом, ΔN и вертикальная скорость до расчетной высоты увеличиваются. После расчетной высоты избыточная мощность высотных двигателей уменьшается, так же как у невысоких, поэтому их вертикальная скорость также будет уменьшаться до тех пор, пока на какой-то высоте N она окажется равной нулю.

Таким образом, выгоды самолетов с высотными двигателями, кроме всего прочего, заключаются еще и в том, что они на больших высотах располагают большими вертикальными скоростями.

Общий для всех двигателей вывод: с увеличением высоты полета за расчетную вертикальные скорости уменьшаются, пока на какой-то высоте, определяемой для каждого самолета из аэродинамического расчета, они окажутся равными нулю.

Потолок самолета

Высота, где вертикальная скорость самолета, определенная по расчету, равна нулю, называется его теоретическим потолком. На теоретическом потолке избыток мощности равен нулю, и самолет подниматься вверх больше не может.

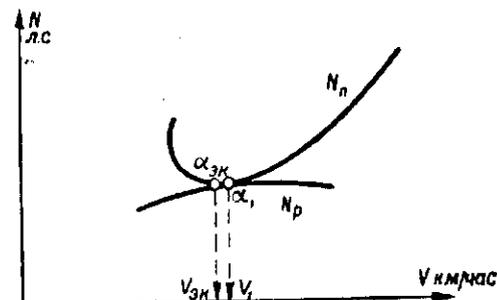
Кривые Пено на теоретическом потолке для самолета с двигателем любого типа показаны на фиг. 270. Кривая потребной мощности поднялась так высоко, а кривая располагаемой мощности опустилась так низко, что они не пересекаются, а лишь соприкасаются. Касание происходит на угле атаки α_1 , близком к экономическому (несколько меньшем его) при скорости V_1 несколько большей $V_{\text{эк}}$. Поэтому на теоретическом потолке возможен только горизонтальный полет и только с одним углом атаки $\alpha \approx \alpha_{\text{эк}}$.

В действительности самолет не может достигнуть своего теоретического потолка, так как вблизи него избыток мощности настолько незначителен, что вертикальная скорость получается слишком малой. Чтобы преодолеть высоту, оставшуюся до теоретического потолка, пришлось бы затратить очень много времени, причем чем ближе к потолку, тем больше времени понадобилось бы для подъема на одинаковый отрезок высоты. Поэтому самолет в действительности может подняться только на так называемый практический потолок.

За практический потолок принимают высоту, на которой вертикальная скорость подъема равна 0,5 м/сек.

Потолок самолета зависит:

1) от избытка мощности: чем он больше, тем выше потолок;



фиг. 270. Кривые Пено на теоретическом потолке

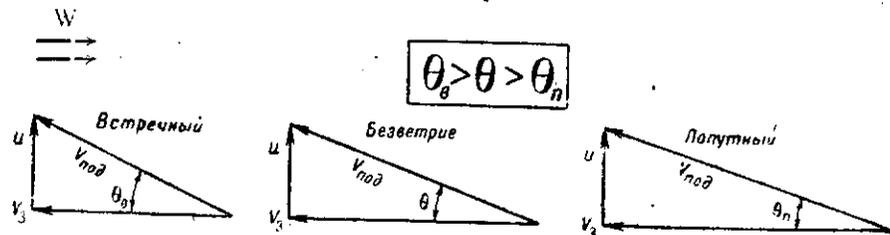
- 2) от удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$: чем она меньше, больше потолок;
- 3) от качества самолета: чем оно выше, тем больше потолок.

Влияние ветра на подъем

Выше (раздел 25) мы установили, что ветер не влияет на требуемую скорость и мощность. Располагаемая мощность от ветра также не зависит, следовательно, и избыток мощности при полете в безветрие и при ветре останется неизменным. Вследствие этого и вертикальная скорость u при подъеме при наличии ветра измениться не будет.

Ветер окажет свое влияние только на путевую скорость V_a , уменьшая ее при встречном и увеличивая при попутном ветре.

Так как вертикальная скорость u осталась постоянной, а земная скорость V_a изменилась, очевидно, изменится и угол подъема самолета θ по отношению к земле. Графически это показано на фиг. 271 треугольниками скоростей при подъеме: со встречным ветром, попутным ветром и в безветрие.



Фиг. 271. Влияние ветра на подъем самолета

При постоянной вертикальной скорости u , но разных путевых скоростях V_a , угол подъема изменяется, причем чем меньше земная скорость V_a , тем больше угол θ . Таким образом, при полете со встречным ветром угол подъема θ_a будет больше (подъем самолета крутой), в безветрие угол θ меньше, и при полете с попутным ветром угол θ_n будет еще меньше (подъем происходит более полого), т. е. $\theta_a > \theta > \theta_n$.

ЗАДАЧИ

Задача 26

Определить избыток мощности, необходимый для самолета весом $G=1200$ кг, если его вертикальная скорость должна быть равна 15 м/сек. Какова полная мощность, затраченная на подъем, если мощность N_n на этом угле атаки равна 290 л. с.?

Из формулы (42) найдем:

$$\Delta N = \frac{uG}{75} = \frac{15 \cdot 1200}{75} = 240 \text{ л. с.}$$

По формуле (43) находим мощность, необходимую для подъема:

$$N_{\text{под}} = N_n + \Delta N = 290 + 240 = 530 \text{ л. с.}$$

Задача 27

Какую вертикальную скорость может иметь самолет, и избыток мощности, которым он располагает, равен вес самолета $G=2000$ кг?

$$u = \frac{75 \Delta N}{G} = \frac{75 \cdot 2000}{2000} = 7,5 \text{ м/сек.}$$

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Дайте определение подъема самолета. Назовите примерное значение углов подъема.
2. Изобразите схему сил при подъеме и сравните ее со схемой сил в горизонтальном полете. Где больше подъемная сила крыла? Где больше сила тяги?
3. Из каких частей состоит мощность, потребная для подъема?
4. Почему при подъеме самолета уменьшается поступательная скорость?
5. На каких углах атаки совсем нельзя совершать подъем? Почему?
6. Что называется вертикальной скоростью самолета? Ее примерное значение.
7. Как изменится вертикальная скорость с увеличением полетного веса самолета?
8. На каких углах атаки наиболее выгодно производить подъем? Почему?
9. Как изменяется вертикальная скорость по высоте полета при высотном моторе? При невысотом? Какой мотор выгоднее?
10. Дайте определение теоретического и практического потолка. В чем различие между ними? Почему нельзя подняться на теоретический потолок?
11. От чего зависит потолок самолета?
12. Как влияет ветер на подъем самолета?
13. Покажите модель самолета его движение при подъеме.

27. Планирование самолета

Планированием называется прямолинейное движение самолета вниз с постоянной скоростью по траектории, наклонной к горизонту.

Планирование отличается от подъема наклоном траектории, другим соотношением сил, действующих на самолет, и отсутствием вращения винта, так как полет происходит или с неработающим двигателем, или на малых оборотах (последнее применяется чаще всего).

Работающий двигатель дает летчику возможность в любой момент перевести самолет на другой режим полета, при котором винта может понадобиться (например, на подъем, горизонтальный полет).

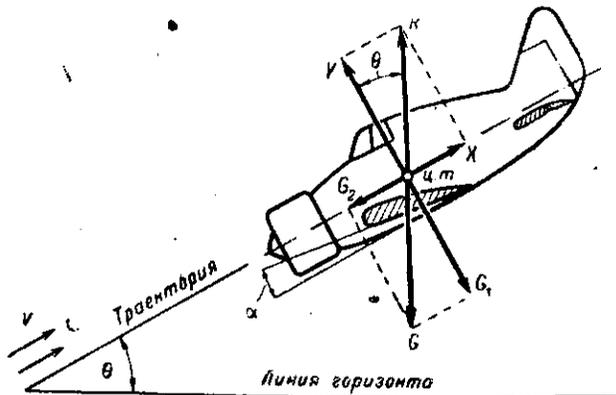
Угол, составленный траекторией полета и линией горизонта, называется углом планирования θ (фиг. 272).

Схема сил и уравнения планирования

При планировании тяга винта отсутствует, следовательно, на самолет действуют только подъемная сила крыла, лобовое сопротивление самолета и вес самолета, приложенные в центре тяжести самолета (фиг. 272).

Подъемная сила Y крыла направлена перпендикулярно к траектории; лобовое сопротивление самолета — параллельно траектории, против движения; сила веса G направлена вертикально вниз.

Разложим силу веса G на две составляющие G_1 и G_2 . Сила G_1 перпендикулярна к траектории и действует по одной линии с подъемной силой крыла. Сила G_2 направлена по траектории движения и является, таким образом, силой, как бы заменяющей силу тяги ВМГ; она действует по одной линии с лобовым сопротивлением. Величина сил G_1 и G_2 непостоянна и зависит от угла планирования: чем больше угол θ , тем больше сила G_2 и тем меньше сила G_1 .



Фиг. 272. Схема сил, действующих на самолет при планировании

Связь между перечисленными силами, обеспечивающая прямолинейность и равномерность скорости движения самолета по траектории, заключается в следующем.

Чтобы полет был прямолинейным, между подъемной силой крыла и нормальной составляющей силы веса может быть только одна зависимость: $Y = G_1$. В противном случае появится сила, перпендикулярная к траектории, равная разности между данными силами, и вместо полета по прямой самолет будет двигаться по кривой вверх, если $Y > G_1$, или вниз, если $Y < G_1$.

Следовательно, равенство $Y = G_1$ обеспечивает в первую очередь прямолинейность планирования. При его несоблюдении нарушится и равномерность скорости движения.

По направлению движения действуют две силы: лобовое сопротивление X самолета и сила G_2 . Чтобы движение было равномерно, необходимо равенство этих сил между собой, т. е. $X = G_2$. В противном случае вдоль траектории движения появится сила, равная их разности, которая увеличит скорость планирования (если $G_2 > X$) или уменьшит ее (если $G_2 < X$).

Таким образом, равенство $X = G_2$ обеспечивает в первую очередь равномерность движения при

планировании. При его нарушении прямолинейность траектории также нарушается.

Оба условия установившегося движения записывают обычно вместе, называя их уравнениями сил при планировании:

$$\left. \begin{array}{l} \text{условие прямолинейности движения: } Y = G_1; \\ \text{условие равномерности движения: } X = G_2. \end{array} \right\} (45)$$

Одновременно по фиг. 272 легко обнаружить, что полная аэродинамическая сила R самолета равна его полетному весу G , так как их составляющие соответственно равны. Тогда

$$R = G \text{ кг.} \quad (46)$$

На основании анализа формул (45) и (46) можно сделать следующие выводы:

1. Так как вес самолета в полете считается неизменным, то сила R при планировании также не изменяется ни по величине (всегда равна G), ни по направлению (всегда направлена вертикально вверх).

2. Подъемная сила крыла меньше, чем в горизонтальном полете, так как она уравновешивает составляющую G_1 , а не полный вес. Ее величина непостоянна и зависит от углов планирования.

По мере увеличения угла θ сила G_1 и подъемная сила крыла $Y = c_v \frac{\rho V^2}{2} S$ становятся меньше. Это может быть осуществлено только за счет изменения угла атаки (и c_v) и скорости полета V , так как величины ρ и S от угла планирования не зависят. Одновременно будут увеличиваться сила G_2 и лобовое сопротивление самолета.

3. Угол атаки крыла, угол θ и скорость планирования самолета тесно связаны между собой, так что каждому значению одной из трех этих величин соответствует вполне определенное значение двух других.

Основными характеристиками планирования являются скорость, угол и дальность планирования.

Скорость планирования по траектории

Скорость планирования самолета зависит от угла атаки крыла. Это можно проследить по формуле (46), если подставить в нее значение силы R ; тогда

$$R = G = c_R \frac{\rho V^2}{2} S.$$

При постоянных значениях G , ρ и S квадрат скорости планирования и коэффициент c_R связаны между собой обратной пропорцией. Если c_R увеличится в n раз, то V^2 уменьшится в n раз. И наоборот, с уменьшением c_R во столько же раз вырастет V^2 . Так как по мере увеличения α коэффициент c_R увеличивается, скорость планирования будет одновременно уменьшаться.

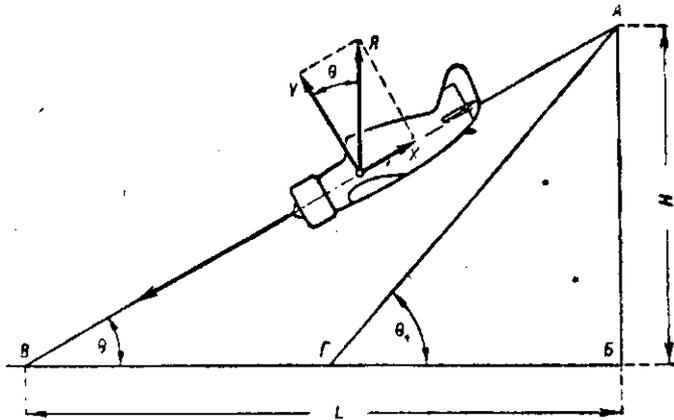
тории AB , дольше продержится в воздухе. Так как угол атаки и качество самолета остались постоянными, то угол планирования не изменится.

Это положение оправдывается только в том случае, если вес увеличен путем размещения грузов внутри самолета без изменения его лобового сопротивления. В противном случае (например при подвеске бомб снаружи под крылом или при их сбрасывании) изменяется лобовое сопротивление и качество самолета, и угол планирования θ будет другим.

Дальность планирования

Дальностью планирования L называется горизонтальное расстояние, пройденное самолетом за время от начала до конца планирования.

Дальность планирования определяется следующим образом. Пусть самолет начал планировать с высоты H (точка A , фиг. 275) с определенным углом θ . Двигаясь по траектории AB , самолет пройдет относительно земли путь BV , являющийся дальностью планирования.



Фиг. 275. Дальность планирования самолета

Найдем ее величину. Прямоугольный треугольник ABV подобен треугольнику, составленному из аэродинамических сил Y , X и H (так как они имеют по одинаковому углу θ). На основании подобия найдем:

$$\frac{L}{H} = \frac{Y}{X};$$

но так как

$$\frac{Y}{X} = K,$$

то и

$$\frac{L}{H} = K.$$

откуда

$$L = H \cdot K \text{ км.}$$

Здесь L — дальность планирования;

H — высота в км над землей, с которой начато планирование;

K — качество самолета, соответствующее тому углу атаки с которым он планирует.

Анализ формулы (47) показывает, что дальность планирования прямо пропорциональна высоте полета и качеству самолета. При заданном угле атаки самолет спланирует с большой высоты далее, чем с малой.

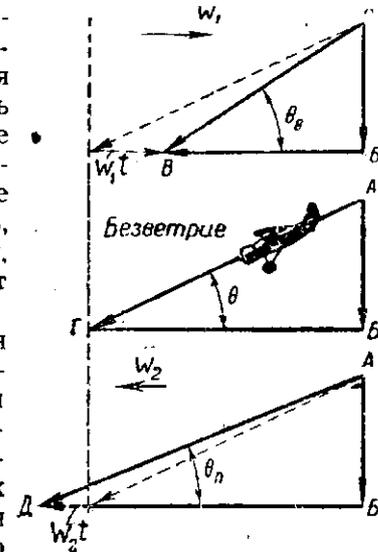
С увеличением качества угол θ уменьшается и планирование происходит более полого, вследствие чего дальность планирования увеличивается. Так, по фиг. 275 видно, что дальность BV при угле планирования θ больше дальности $B\Gamma$ при угле планирования θ_1 . Наибольшая дальность получится при планировании на наиболее выгоднейшем угле атаки, где качество максимальное. Таким образом, особенностью планирования на α_{opt} является наименьший угол и наибольшая дальность планирования. Особенность планирования на экономическом угле атаки — наименьшая скорость снижения и наибольшее время, в течение которого самолет может планировать, аналогично горизонтальному полету, где на α_{opt} также производится полет на продолжительность.

Приведем пример использования этих свойств α_{opt} и α_{econ} для планирования. Если в полете вышел из строя двигатель, летчик должен найти площадку для вынужденной посадки. Выгоднее всего это делать на α_{opt} , так как при таком планировании потеря высоты будет минимальной (за то время, пока летчик найдет площадку). Выбрав место для приземления, летчик заинтересован в том, чтобы дотянуть до него, и в этот момент ему нужна наибольшая дальность планирования, для чего необходимо уменьшить угол атаки от α_{opt} до α_{econ} .

Кроме перечисленных факторов, дальность планирования зависит еще от силы ветра, изменяющего путевую скорость самолета.

Начав планировать с заданной высоты AB (фиг. 276) под углом θ к горизонту на угле атаки α , самолет в безветрие пройдет относительно земли расстояние $B\Gamma$. Это и будет его дальностью планирования.

В случае встречного ветра W_1 самолет при том же угле α пройдет относительно земли расстояние BV , меньшее $B\Gamma$ на вели-



Фиг. 276. Влияние ветра на дальность и угол планирования

чину $W_1 t$, где t — время планирования; вследствие этого угол планирования увеличивается до значения θ_n . В случае же попутного ветра W_2 самолет на угле атаки α пройдет относительно земли расстояние BD , большее BG на величину $W_2 t$, что вызовет уменьшение угла планирования до значения θ_n .

Таким образом, при встречном ветре дальность планирования меньше, угол θ_n больше, а траектория планирования круче, чем в безветрие. При попутном ветре дальность планирования больше, угол θ_n меньше, а траектория планирования проходит более полого, чем в безветрие.

Дальность планирования от веса самолета не зависит, и более нагруженный самолет имеет такую же дальность, как и менее нагруженный (см. фиг. 274). При меньшем весе G_2 самолет планирует так же далеко ($L = BV$) и с тем же углом планирования θ_n , что и самолет с большим весом G_1 ; различны при этом только скорость и время t планирования.

Итак, дальность планирования зависит от высоты полета и качества самолета, изменяясь прямо пропорционально им, и от направления и силы ветра — при встречном ветре дальность уменьшается, при попутном увеличивается.

Режимы планирования

Как и горизонтальный полет, планирование имеет два режима: первый и второй. Границей между ними является наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$ (фиг. 277), при котором самолет имеет наиболее пологую траекторию планирования.

К **первому режиму** относят планирование на углах атаки, меньших наивыгоднейшего. Планирование на первом режиме происходит на малых и отрицательных углах атаки с большими скоростями. Углы планирования изменяются от самого малого $\theta_{\min} \approx 8-12^\circ$, которому соответствуют углы атаки $\alpha_{нв} \approx 6-10^\circ$ (точка b), и до значения $\theta = 90^\circ$, при котором значение α колеблется от -1° до -2° (точка a).

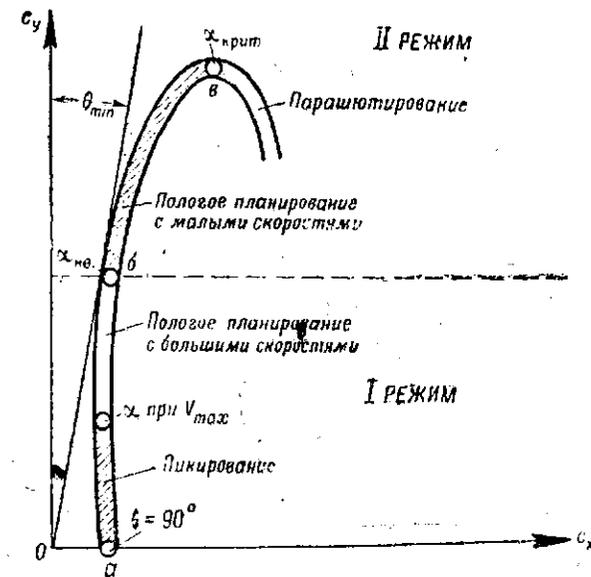
Планирование на первом режиме наиболее распространено, так как оно отличается хорошей устойчивостью (благодаря большим скоростям) и прямой управляемостью.

Прямая управляемость при планировании означает, что при взятии ручки управления «на себя» угол атаки крыла увеличивается, угол планирования становится меньше, и самолет планирует более полого. Наоборот, при отклонении ручки «от себя» угол атаки крыла уменьшается, а угол планирования увеличивается.

Снижение самолета на скоростях, больших V_{\max} горизонтального полета, называют **пикированием**, которое представляет собой крутое планирование на малых углах атаки. При $\theta = 90^\circ$ скорость планирования доходит до значений, в 1,5—2 раза больших V_{\max} горизонтального полета; такое снижение называют **опасным пикированием**. Угол атаки крыла равен при этом углу атаки нулевой подъемной силы (точнее, несколько больше его).

Пикирование применяется: в воздушном бою для атаки противника, для выхода из боя в случае необходимости быстро потерять высоту, для бомбометания по целям небольших размеров и при фигурных полетах.

Ко **второму режиму** планирования относится снижение самолета на углах атаки, больших наивыгоднейшего. Планирование на втором режиме происходит на больших углах атаки с малыми скоростями; углы планирования применяются от $8-12^\circ$ до значительных $\theta \approx 25-35^\circ$. Планирование самолета на втором режиме отличается плохой устойчивостью (так как скорости малы) и обратной управляемостью.



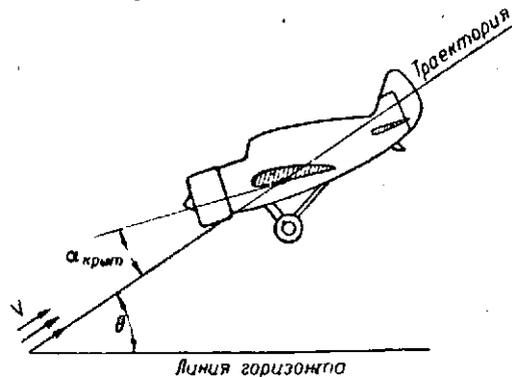
Фиг. 277. Режимы планирования самолета

Обратная управляемость на втором режиме означает, что при взятии ручки управления «на себя» угол атаки и угол планирования увеличиваются, самолет начинает планировать более круто. При отклонении ручки «от себя» угол атаки и угол планирования уменьшаются. В обоих случаях поведение самолета не соответствует движению ручки управления.

Снижение самолета на углах атаки от наивыгоднейшего и до критического (точка v , фиг. 277) называют **пологим планированием** с малыми скоростями. Планирование самолета на этих углах атаки требует большого внимания и осторожности, так как самолет легко теряет скорость, сваливается на нос или на крыло и может совсем перестать слушаться рулей; последнее явление называется **потерей скорости**. Особенно опасна потеря скорости при планировании на малых высотах. Вследствие этого пологое планирование на больших углах атаки и особенно вблизи $\alpha_{\text{крит}}$ применяется очень редко, так как его можно осуще-

ствить только на самолетах, обладающих хорошей устойчивостью и управляемостью.

Планирование самолета на углах атаки, больших критического называется парашютированием, или крутым планированием с малыми скоростями. Самолет летит при этом по траектории вниз, как бы планируя (фиг. 278).



Фиг. 278. Положение самолета во время парашютирования

кустарник), а также при выполнении некоторых фигур.

Все недостатки планирования на углах атаки от $\alpha_{кр}$ до $\alpha_{крит}$ полностью относятся и к парашютированию, только здесь они выражены более резко и потому еще опаснее.

ЗАДАЧИ

Задача 28

Определить дальность планирования самолета с высоты $H=4$ км, если наибольшее качество самолета $K_{max}=11$.

По формуле имеем

$$L = HK = 4 \cdot 11 = 44 \text{ км,}$$

т. е. с высоты 4 км летчик может спланировать в любом направлении на расстоянии $L=44$ км.

Отсюда ясна практическая роль высоты перед началом планирования качества самолета.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Дайте определение планирования и угла планирования самолета.
2. Изобразите схему сил при планировании и сравните со схемой сил при подъеме. Какая сила двигает самолет при планировании?
3. Различаются ли подъемные силы при планировании и при подъеме, если углы наклона траекторий одинаковы? Почему?
4. Какая сила уравновешивает при планировании полетный вес самолета? Как она направлена при любом угле планирования?
5. От чего зависит скорость планирования? На каких α она больше? Когда больше скорость движения — при планировании или в горизонтальном полете с одинаковым углом атаки?
6. Как найти угол планирования на кривой Лилиенталя в одинаковых масштабах?

7. Как изменяется угол планирования с изменением углов атаки?
8. На скольких углах атаки может планировать самолет при постоянном угле планирования?
9. От чего зависит угол планирования? На каком угле атаки он имеет минимальное значение? Чему оно равно?
10. Почему угол планирования не зависит от полетного веса самолета? Дайте определение и напишите формулу дальности планирования.
11. Расскажите по формуле дальности планирования, от чего она зависит? От чего еще зависит дальность планирования?
12. Выгодно ли для всех случаев полета иметь большую дальность планирования? Почему? На каком α она получается?
13. На какие режимы делится планирование? Объясните их особенности.
14. Чем отличается пикирование самолета от парашютирования? Для чего применяется то и другое?
15. Что такое потеря скорости? Как она возникает?
16. Покажите моделью самолета его движение при планировании.

Глава VI

НЕУСТАНОВИВШЕЕСЯ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Движение самолета с переменной по величине или направлению (или одновременно по величине и направлению) скоростью считается не установившимся.

Изменение скорости и направления движения объясняется тем, что силы, действующие на самолет, не уравновешены, вследствие чего появляется ускорение его движения. При ускорении, совпадающем с направлением движения, скорость полета увеличивается или уменьшается; если имеется ускорение, перпендикулярное к направлению движения, то траектория движения начинает искривляться в сторону действия неуравновешенной силы.

К неуставившемуся движению самолета относятся: взлет и посадка, так как скорость движения в этом случае непостоянна по величине и направлению; вираж, потому что направление скорости все время меняется; штопор, в начале которого скорости меняются по величине и направлению, а затем только по направлению, и, наконец, фигурные полеты, выполнение которых также связано с изменением скорости по величине и направлению.

28. Взлет

Прежде чем подняться в воздух, самолет должен оторваться от земли, создав необходимую для полета подъемную силу, т. е. совершить взлет. Обычно взлет производят против ветра, по прямой линии на номинальной мощности двигателя, и только в случае перегруженности самолета или малых размеров взлетной площадки допускается взлет на максимальной мощности двигателя. Нормальный взлет состоит из трех основных периодов: разбега по земле, отрыва от нее и выдерживания самолета в воздухе.

Разбег

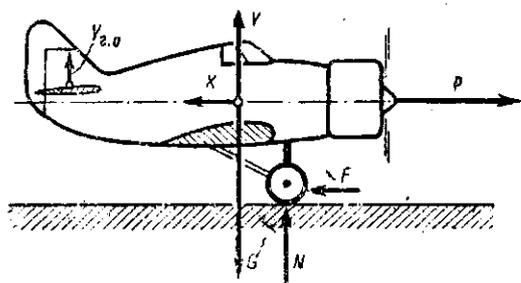
Разбегом называется начальный период взлета, необходимый для того, чтобы создать такую скорость движения, при которой

на крыльях самолета возникает подъемная сила, способная оторвать его от земли.

Во время разбега на самолет действуют следующие силы (фиг. 279): тяга винта P , лобовое сопротивление самолета X , трение колес F , вес самолета G , подъемная сила крыла Y и реакция земли N .

Силы P , X и F действуют примерно по горизонтали. До начала движения самолета тяга P максимальна, лобовое сопротивление $X=0$ (так как скорость движения самолета равна нулю), сила трения максимальна. Ручка управления взята «на себя», руль высоты поднят кверху, а хвост самолета прижат к земле.

Разбег начинается с опущенным хвостом и с ручкой управления в нейтральном положении. Затем хвост довольно быстро отрывается от земли под влиянием воздушного потока (сила $Y_{г.о}$), со-



Фиг. 279. Схема сил, действующих на самолет во время разбега

данного движением струи от винта, и под действием момента от сил трения F колес. Летчик способствует этому, отклоняя ручку слегка «на себя».

С появлением скорости движения сила тяги P становится меньше, сила X растет, а сила F трения колес о землю становится меньше, так как одновременно с лобовым сопротивлением X появляется и подъемная сила Y , уменьшающая давление колес на землю. При этом тяга винта P больше суммы сил $X + F$. Таким образом, в направлении движения создается сила, равная разности $P - (X + F)$, вызывающая ускорение по направлению движения, вследствие чего скорость самолета постепенно нарастает. Очевидно, нарастание скорости будет тем быстрее, чем больше разность между силой тяги и суммой лобового сопротивления и трения колес.

Остальные три силы — вес G , подъемная сила Y и реакция земли N на колеса шасси — действуют примерно по вертикали.

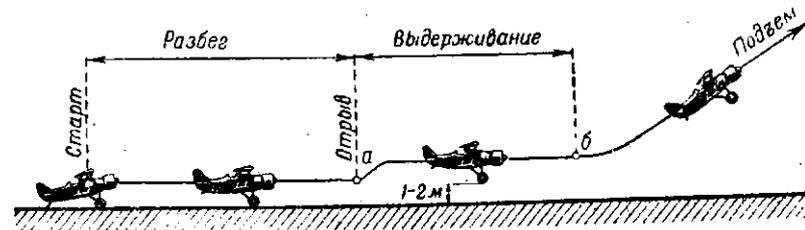
Перед разбегом подъемная сила крыла равна нулю, а реакция земли на колеса и костыль равна полному весу самолета. С началом движения на крыле возникает подъемная сила Y , которая уравнивает часть веса G . Поэтому реакция земли N и сила трения F становятся меньше. По мере нарастания скорости движения подъемная сила крыла увеличивается до тех пор, пока она не станет равной весу самолета. Одновременно с этим реакция земли уменьшается. В течение всего разбега соблюдается равенство сил $Y + N = G$; поэтому, насколько увеличится одна из сил (Y), настолько же уменьшится другая (N), сумма же их (G) остается примерно постоянной.

После подъема хвоста разбег производят на средних (меньших $\alpha_{кр}$) и малых углах атаки в зависимости от типа самолета. Разбег на таких углах атаки уменьшает лобовое сопротивление самолета и позволяет быстрее набрать необходимую скорость, а благодаря сравнительно высоким значениям c_y — и необходимую подъемную силу. Такой разбег с поднятым почти до горизонтального положением хвостом осуществляют при взлете с хорошего аэродрома. Для некоторых типов самолетов нормален взлет с полупущенным хвостом.

В случае затрудненных условий взлета (малая взлетная площадка, вязкий или топкий грунт аэродрома, лужи воды, взлет в оттепель, с рыхлого снега на лыжах) производят разбег с полупущенным хвостом, причем угол атаки крыла не должен быть больше $\alpha_{кр}$.

Отрыв

Момент отделения самолета от земли в конце разбега называется отрывом (фиг. 280, точка а).



Фиг. 280. Траектория нормального взлета самолета

Отрыв происходит следующим образом. Когда в конце разбега подъемная сила станет равной весу, летчик слегка увеличивает угол атаки (и значение c_y) по сравнению с углом атаки, на котором происходил разбег, вследствие чего подъемная сила превышает вес G , и самолет отрывается от земли. Для увеличения подъемной силы используют также закрылки и щитки, опуская их на $10-15^\circ$ (фиг. 281).

Скорость самолета в этот момент называется скоростью отрыва; она на $10-15\%$ больше посадочной.

Скорость отрыва зависит от угла атаки α и удельной нагрузки на крыло. Чем больше угол атаки, тем больше коэффициент c_y крыла и тем меньше может быть скорость при отрыве. Однако вследствие большого сопротивления на больших α разбег производят обычно на $\alpha < \alpha_{кр}$. Чем больше удельная нагрузка G/S на крыло, тем большей должна быть скорость отрыва.

Таким образом, отрыв самолета получается в результате плавного нарастания скорости до необходимой при постоянном небольшом угле атаки. В конце разбега достаточно слегка взять ручку «на себя», и самолет взлетает благодаря создающейся при этом подъемной силе, несколько большей веса самолета.

Фиг. 281. Положение взлетно-посадочных щитков самолета Пе-2 во время разбега:

1 — щиток конопли крыла; 2 — щиток центроплана

Выдерживание

Полет над землей после отрыва, необходимый для набора скорости, допускающей нормальный, устойчивый подъем самолета (на 15—20% больше скорости отрыва), называется выдерживанием.

После того как самолет оторвался от земли, летчик постепенно отжимает ручку «от себя», и самолет летит на таком угле атаки, при котором его подъемная сила равна весу, а скорость постепенно увеличивается. Набрав в процессе выдерживания достаточную скорость, летчик от выдерживания переходит на обычный подъем (точка б на фиг. 280), рассмотренный в разделе 26.

Факторы, влияющие на длину разбега

Длина разбега является важной характеристикой самолета, так как она определяет размеры аэродрома, необходимые для безопасного взлета самолета. На длину разбега влияют следующие факторы.

Скорость отрыва. Чем больше скорость отрыва, необходимая для создания достаточной подъемной силы, тем больше длина разбега, и наоборот. С увеличением удельной нагрузки G/S будет расти скорость отрыва и длина разбега.

Скорость, потребную для отрыва, можно уменьшить на 10—12% с помощью щитков, применение которых сокращает длину разбега на 25—30%. Щитки применяют для взлета с малого аэродрома, а также в случае необходимости перетянуть самолет через препятствие на границах аэродрома. Щитки при взлете опускают на меньший угол, чем при посадке, так как при полном отклонении щитков увеличится их лобовое сопротивление, вследствие чего потребуются большая избыточная мощность.

Чем меньше нагрузка на одну лошадиную силу мощности двигателя (G/S), тем меньше загружен мотор; поэтому разность силой тяги P , движущей самолет, и силами $X + F$, сопротивляющимися движению, будет больше, и самолет быстрее оторвется от земли. Длина и время разбега при этом уменьшатся.

Практически это значит, что легкие самолеты с очень мощными моторами (например истребители) должны иметь небольшую длину и время разбега. Это в действительности и наблюдается.

Трение колес и костыля. Чем меньше сила трения, тем меньше длина разбега. Величина самого трения зависит от характера и состояния грунта аэродрома (на твердом грунте трение меньше, на мягком или топком оно больше) и от удельной нагрузки на колеса. Последняя величина зависит от веса самолета и размеров колес шасси. Для уменьшения трения при разбеге хвост самолета отрывают от земли. На современных самолетах с этой же целью вместо костылей ставят колеса, которые, кроме того, предохраняют от порчи поверхность аэродрома.

Сила и направление ветра. Ветер влияет на длину разбега, подобно тому как он влияет на скорость относительно земли при горизонтальном полете.

Чтобы самолет мог оторваться от земли, он должен двигаться с определенной воздушной скоростью, величину которой можно найти, преобразовав формулы (40):

$$\left. \begin{array}{l} \text{для попутного ветра } V = V_a - W \\ \text{для встречного ветра } V = V_a + W \end{array} \right\} \quad (48)$$

Из формул (48) видно, что при движении по земле необходимую скорость V для отрыва выгоднее набирать, совершая разбег против ветра, так как в этом случае скорость воздуха относительно крыла будет больше. Взлет по ветру увеличивает и длину и время разбега, так как воздушная скорость самолета равна разности между его путевой скоростью V_a и скоростью ветра W .

Взлет нередко производят также и с боковым ветром (например со вспаханного поля вдоль его борозд, на полевых аэродромах и т. п.). При этом летчик должен удерживать самолет от разворота против ветра отклонением руля поворота в обратную сторону (если ветер слева, — «дать правую ногу») и не давать рулю крениться, для чего ручку дают в наветренную сторону. Длина разбега с боковым ветром несколько больше, чем в безветрие.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какое движение самолета называют неустановившимся? Чем оно характерно?
2. Какие виды полетов относятся к неустановившемуся движению?
3. Назовите основные этапы взлета, покажите траекторию взлета моделью самолета и расскажите назначение и особенности каждого этапа.
4. Как изменяется соотношение сил, действующих на самолет во время разбега?
5. На каких углах атаки производят разбег самолета? Как происходит отрыв самолета от земли? От чего зависит скорость в момент отрыва?

7. Для чего выдерживают самолет при взлете?
8. От чего зависит длина разбега самолета?
9. Для чего при взлете опускают шитки?
10. Почему разбег нужно производить против ветра?

29. Посадка

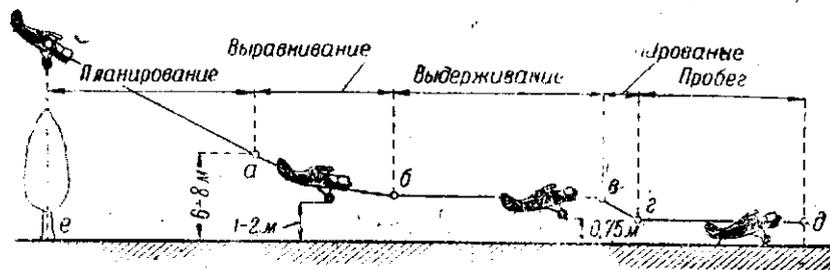
Всякий полет должен быть закончен приземлением самолета, которое называют посадкой.

Посадку производят по прямой, обычно против ветра, с задросселированным двигателем, имея конечной целью приземления самолет в указанном месте — у посадочного Т.

Различают посадки нормальную, парашютирующую и посадку на большой скорости.

Нормальная посадка

Нормальная посадка самолета складывается из следующих пяти основных периодов: планирования (расчет на посадку), выравнивания, выдерживания, приземления и пробега (фиг. 282).



Фиг. 282. Траектория нормальной посадки самолета

Планирование (расчет на посадку) летчик производит, рассчитав место предстоящего приземления самолета.

Во время планирования разрешается уточнять расчет путем подтягивания самолета мотором (не допуская этого во время выравнивания) и производить скольжение, но не ниже 25 м от земли. Расчетное планирование заканчивается на высоте примерно 6—8 м от земли (точка *a* на фиг. 282). Для разных типов самолетов высота различна.

Выравнивание — это перевод самолета, наклоненного к горизонту под углом планирования, в горизонтальное положение. Выравнивание производят плавным движением ручки «на себя».

Начинают выравнивание на разных высотах в зависимости от типа самолета; примерно на высоте 6—8 м. Кончается выравнивание у легких самолетов на высоте 0,4—0,8 м, а у тяжелых — на высоте 1—2 м. Увеличение этой высоты вызовет увеличение вертикальной скорости при последующем снижении и большие ударные нагрузки на шасси и другие части самолета. Высота выравнивания зависит в основном от той скорости в конце планирования, которую самолет должен будет потерять при выравнивании и вы-

держивании: чем больше скорость в конце планирования, тем больше высота выравнивания.

Во время выравнивания самолет постепенно теряет скорость, полученную им за время расчетного планирования, причем в конце выравнивания (точка *b* на фиг. 282) скорость ни в коем случае не должна быть меньше посадочной, чтобы в момент приземления самолет не ударился сильно о землю. Но эта скорость не должна быть и на много больше посадочной, чтобы не увеличилась длина пробега.

Выдерживание имеет двойную цель: понизить скорость перед приземлением самолета до посадочной и придать ему положение, соответствующее посадке на три точки. Поэтому при выдерживании летчик постепенно выбирает ручку «на себя», придавая самолету посадочный угол атаки; скорость полета уменьшается, но подъемная сила не должна быть меньше веса самолета. Последнее достигается увеличением угла атаки α примерно до $\alpha_{крит}$, а коэффициента c_x примерно до $c_{x, макс}$ (в точке *b* на фиг. 282). Горизонтальное движение самолета в этом случае происходит за счет запаса энергии живой силы, накопленной им при планировании.

Время, затрачиваемое на выдерживание, зависит от того, с какой скоростью закончено планирование: чем больше скорость в конце расчетного планирования, тем большее время понадобится для того, чтобы ее потерять.

Приземление (парашютирование), как правило, должно производиться одновременно на три точки: два колеса и костьль.

В конце выдерживания скорость и угол атаки приобретут значения посадочных величин; затем подъемная сила крыла станет меньше веса, и самолет слегка спарашютирует и приземлится (точка *г* на фиг. 282). При небольшой высоте, на которой происходит выдерживание, удар о землю будет невелик. Во время парашютирования самолет продолжает терять горизонтальную скорость, что сокращает длину пробега, следующего за приземлением.

Пробег представляет последний этап посадки. При его проведении нужно следить за прямолинейностью движения. Длина пробега при посадке (как и разбега при взлете) является важной характеристикой самолета, определяющей требования к размерам аэродрома.

На длину пробега оказывают влияние: посадочная скорость, торможение самолета при пробеге по земле и ветер.

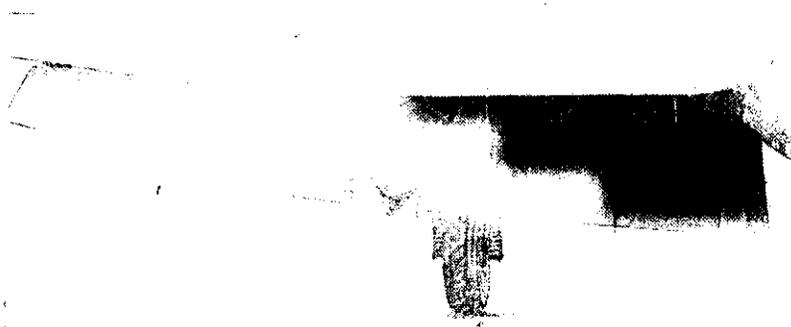
Посадочная скорость $V_{пос}$ должна быть как можно меньше. Уменьшение посадочной скорости увеличивает безопасность посадки, уменьшает длину пробега после приземления и размеры посадочной площадки.

Посадку производят на углах атаки, несколько меньших $\alpha_{крит}$, так как полет на критическом угле атаки отличается рядом недостатков (плохая устойчивость самолета, неэффективное действие элеронов, большая опасность потери скорости). Несмотря на меньший угол атаки, посадочная скорость на 4—6% меньше $V_{мин}$ горизонтального полета, определяемого по формуле (38), что объ-

ясняется влиянием земли на обтекание крыла (под крылом самолета как бы создается некоторая воздушная «подушка»).

Посадочная скорость, близкая к минимальной V_{\min} , зависит от удельной нагрузки G/S , которую можно уменьшить за счет уменьшения веса самолета или увеличения площади его крыльев. Первое связано с грузоподъемностью и боевым назначением самолета, а второе вообще ухудшает летные свойства самолета, поэтому таким путем уменьшать посадочную скорость нежелательно.

На величину $V_{\text{пос}}$ влияет также массовая плотность воздуха. Чем больше высота, на которой происходит посадка (например



Фиг. 283. Положение взлетно-посадочных щитков самолета Пе-2, опущенных для посадки:

1 — щиток консоли крыла; 2 — щиток центроплана

площадка, расположенная где-либо в горах), тем меньше величина массовой плотности воздуха ρ и тем больше посадочная скорость. Очевидно, и этот способ уменьшения посадочной скорости отпадает, так как место посадки является заданным. Поэтому для уменьшения посадочной скорости современных самолетов применяют разрезные крылья и щитки, значительно увеличивающие $C_{y \max}$ и уменьшающие $V_{\text{пос}}$ на 20—30%.

На фиг. 283 изображено положение щитков самолета Пе-2 опущенных для посадки на 50° . Щитки открывают или перед началом разворота для расчетного планирования, или после него во время самого планирования.

Помимо уменьшения посадочной скорости, открытые щитки и закрылки увеличивают крутизну траектории самолета во время расчетного планирования, так как они повышают не только $C_{y \max}$, но и C_x крыльев; при этом одновременно уменьшается качество крыла и самолета и увеличивается угол планирования θ , зависящий от качества.

Торможение самолета при движении по земле осуществляется в силу трения его колес и костыля о землю. Величина трения зависит от состояния аэродрома. Чтобы увеличить трение при пробеге за счет костыля или костыльного колеса, посадку

производят на три точки. При посадке на три точки увеличивается одновременно и лобовое сопротивление самолета, так как на больших углах атаки коэффициенты C_x также больше.

На современных самолетах применяют специальные тормозные щитки (см. фиг. 125—128), которые летчик может затормозить при движении по земле; благодаря чему длина пробега уменьшается на 40—50%. Наконец, увеличение торможения самолета при движении по земле достигается использованием различных воздушных тормозов (например одновременным опусканием элеронов, отклонением щитков и закрылков), уменьшающих длину пробега. При этом не только сокращается длина пробега, но и увеличивается угол расчетного планирования (за счет увеличения C_x крыла) при неизменной скорости полета. Использование воздушных тормозов необходимо при наличии препятствий большой высоты, расположенных на границе аэродрома (в точке e на фиг. 282).

Ветер. Встречный ветер уменьшает путевую скорость самолета, а следовательно, и путь, пройденный им по земле. Кроме того, во время пробега встречный ветер тормозит движение самолета; действие рулей при этом более эффективно. Поэтому посадку производят, как правило, против ветра.

В исключительных случаях допускается посадка с боковым или даже попутным ветром, например при вынужденной посадке на малую площадку. Посадка с боковым ветром требует большого внимания летчика, который рулем поворота и элеронами удерживает самолет в воздухе от сноса в сторону и крена, а на земле — от стремления самолета развернуться носом против ветра.

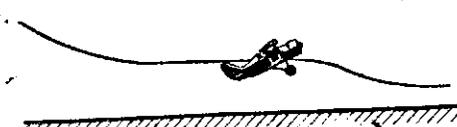
Посадка по ветру аналогична нормальной и отличается от нее только увеличенной длиной пробега, поэтому она требует весьма точного расчета.

Парашютирующая посадка

Парашютирующая посадка производится для того, чтобы уменьшить длину пробега на плохом аэродроме (рыхлая почва, кочки, болотистая местность и т. д.). Но она может быть вызвана и ошибкой летчика в пилотировании самолета, когда скорость его движения уже стала равна посадочной, а самолет еще не коснулся колесами земли.

Траектория парашютирующей посадки изображена на фиг. 284.

При посадке с парашютированием планирование кончают на меньшей высоте, чем обычно, а затем выравнивают самолет. Выравнивание производят на высоте до 1 м. Когда скорость уменьшится до посадочной, летчик берет ручку резко «на себя», увеличивает угол атаки выше посадочного, что увеличивает сопротивление X (так как вырос C_x) и уменьшает подъемную силу (так как



Фиг. 284. Траектория парашютирующей посадки самолета

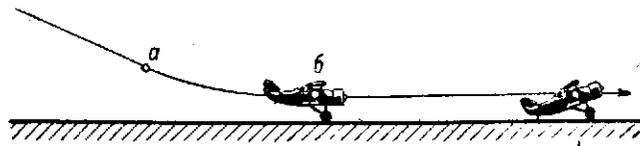
уменьшаются c_y и скорость полета V). Самолет начинает парашитировать с «зависшим» хвостом.

Самолет касается земли или сразу тремя точками, или одним костылем. Такая посадка создает большую нагрузку на шасси, поэтому она не допускается с высоты, большей 1 м.

Посадка на большой скорости

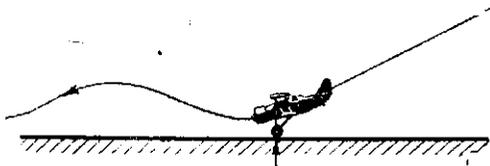
Посадка на большой скорости (посадка на колеса) производится при сильном ветре, превышающем 12—18 м/сек. Такая посадка может получиться и в результате ошибки летчика, когда самолет коснется земли при скорости, большей посадочной.

При посадке «на колеса» скорость планирования увеличивается, а выравнивание начинается на меньшей высоте. Кончается выравнивание на высоте около 0,5 м (точка a на фиг. 285). При выдерживании угол атаки увеличивается, причем самолет, двигаясь по траектории, постепенно снижается, вплоть до момента приземления (точка b на фиг. 285).



Фиг. 285. Траектория посадки на колеса

Самолет касается земли с поднятым хвостом. Летчик должен задерживать рулем высоты увеличение угла атаки и лишь по мере уменьшения скорости пробега постепенно опускать хвост, выбирая плавным движением ручку «на себя». В противном случае самолет может после приземления снова «взмыться» (подняться) в воздух на 5—10 м. Траектория движения при посадке в этом случае показана на рис. 286.



Фиг. 286. Траектория посадки со взмыванием

Длина пробега при посадке «на колеса» увеличивается. Таким образом, период выдерживания над землей становится меньше, а длина пробега больше.

Неправильная посадка «на колеса» может закончиться «калитом» самолета, т. е. опрокидыванием его на нос, а затем на спину. Этого можно избежать, если в момент приземления не держать хвост самолета слишком поднятым вверх.

ЗАДАЧИ

Задача 29

Определить разницу в посадочной скорости у самолета, приземляющегося на уровне моря и в горах на 5000 м над уровнем моря, если $G = 3000$ кг, $S = 50$ м², а $c_{y_{max}} = 1,3$.

Применив формулу (28), найдем для посадки на уровне моря:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{max}} \rho S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3000}{1,3 \cdot 0,125 \cdot 50}} = 27,2 \text{ м/сек} = 97,9 \text{ км/час.}$$

При посадке в горах на высоте $H = 5000$ м получим

$$V_{min\ 5000} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3000}{1,3 \cdot 0,075 \cdot 50}} = 35,1 \text{ м/сек} = 126 \text{ км/час.}$$

Разница равна примерно 30 км/час, или 29%.
Посадочная скорость будет на 6 км меньше V_{min} .

Задача 30

На сколько уменьшится посадочная скорость у самолета со щитками при $G = 1000$ кг, $S = 10$ м² и $\rho = 1/8$, если щиток увеличил $c_{y_{max}}$ от 1,4 до 2,4?

Обычное крыло:

$$V_{min} = \frac{2G}{c_{y_{max}} \rho S} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000 \cdot 8}{1,4 \cdot 1 \cdot 10}} = 33,8 \text{ м/сек} = 121,6 \text{ км/час.}$$

Крыло со щитками:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000 \cdot 8}{2,4 \cdot 1 \cdot 10}} = 25,8 \text{ м/сек} = 93 \text{ км/час.}$$

Минимальная и посадочная скорости понизились примерно на 30%.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Из каких основных этапов складывается нормальная посадка? Покажите их траекторию посадки моделью самолета и расскажите особенности каждого ее этапа.
2. Для чего при посадке производят планирование?
3. Какая цель выравнивания самолета? Покажите моделью, как оно происходит? От чего зависит высота выравнивания?
4. Для чего производят выдерживание самолета?
5. Как должно произойти приземление самолета?
6. От чего и как зависит длина пробега? Какое практическое значение она имеет?
7. На каких углах атаки производят посадку?
8. Почему посадку нужно производить против ветра?
9. В каких случаях и как производится парашютирующая посадка?
10. В каких случаях и как производится посадка на большой скорости?
11. Какими способами уменьшают посадочную скорость самолета?
12. Чем уменьшают длину пробега?
13. Ограничивается ли значение щитков и закрылков при посадке только уменьшением $V_{подс}$? Для чего еще они служат?

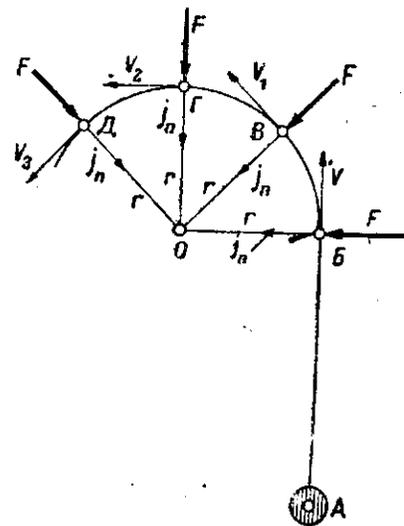
30. Вираж

Вираж отличается от рассмотренных выше видов установившегося полета в первую очередь криволинейностью траектории движения.

Из механики известно, что криволинейное движение любого тела может совершаться только при наличии какой-либо неуравновешенной силы, приложенной к телу и направленной по радиусу траектории к ее центру.

Пусть какое-либо тело движется по прямолинейной траектории AB (фиг. 287). Чтобы сделать движение криволинейным, нужно приложить к телу силу F , перпендикулярную к траектории AB .

Под действием силы F у тела появляется так называемое нормальное ускорение I_n , направленное перпендикулярно к AB к центру криволинейной траектории по ее радиусу; вследствие этого направление скорости V тела в точке B начинает непрерывно изменяться, и тело, переходя в точки B, Γ и D траектории, в каждую следующую секунду движется по новому направлению V_1, V_2 и т. д., не совпадающему с предыдущим. Таким образом, траектория движения непрерывно изменяется. Величина скорости V может при этом оставаться неизменной.



Фиг. 287. Действие сил при криволинейном движении тела

Следовательно, сила F создает нормальное ускорение и искривляет траекторию движения. Величину силы F , превращающей траекторию движения из прямолинейной в криволинейную, можно найти по формуле

$$F = m \cdot I_n \text{ кг,} \quad (49)$$

где m — масса тела, $\text{кг} \cdot \text{сек}^2 \text{ м}$;
 I_n — нормальное ускорение м/сек^2 .

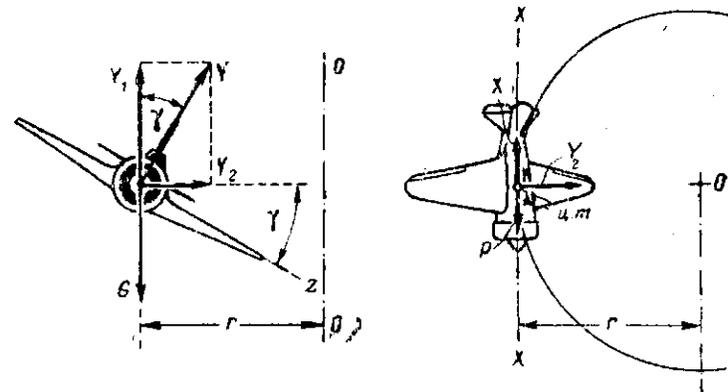
Очевидно, что пока сила F действует на тело, траектория должна оставаться криволинейной. При постоянном значении силы F ускорение I_n и радиус r траектории также будут сохранять постоянное значение. Вираж является именно таким криволинейным движением самолета.

Вираж называется движение самолета по замкнутой криволинейной траектории на неизменной высоте с постоянной скоростью. Часть траектории виража называется разворотом.

Вираж самолета с постоянным углом крена γ и радиусом r называется правильным или установившимся (фиг. 288).

Углом крена γ называется угол между линией горизонта и поперечной осью Z самолета. Отличительная особенность правильного виража — сохранение постоянства значений радиуса окружности, по которой движется самолет, и угла крена; кроме того, продольная ось самолета всегда перпендикулярна к радиусу окружности, по которой движется самолет, и направлена по касательной к траектории движения в любой ее точке.

По углу крена виражи разделяются на глубокие (угол крена больше 45°) и мелкие (угол крена меньше 45°).



Фиг. 288. Схема сил, действующих на самолет при вираже

Виражи применяют очень широко как для поворотов в обычном полете, так и в воздушном бою.

Схема сил и уравнения виража

При правильном вираже на самолет действуют следующие силы (фиг. 288): вес самолета, тяга винта, лобовое сопротивление самолета и подъемная сила крыла, расположенная в плоскости симметрии самолета и отклоненная от вертикали на угол крена γ . Разложим подъемную силу крыла на две составляющие: вертикальную Y_1 и горизонтальную Y_2 , направленную по радиусу траектории к ее центру O .

Для того чтобы вираж проходил без снижения или подъема в горизонтальной плоскости, нужно, чтобы вертикальная составляющая Y_1 подъемной силы крыла равнялась весу самолета, т. е. $Y_1 = G$. Так как вес принят постоянным, сила Y_1 останется неизменной.

Для того чтобы радиус r виража был постоянным, необходимо, чтобы горизонтальная составляющая Y_2 подъемной силы крыла, заставляющая самолет двигаться криволинейно, не изменялась, т. е. $Y_2 = \text{const}$. Чтобы получить силу Y_2 , нужно с помощью элеронов наклонить самолет.

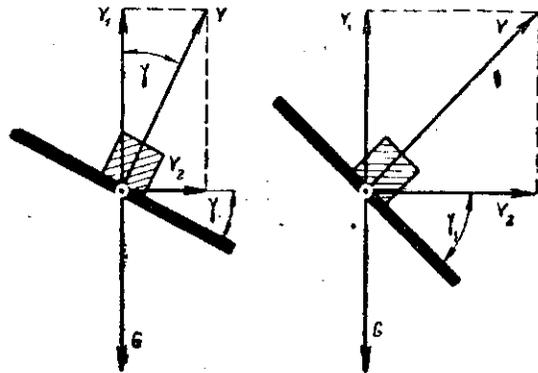
При нарушении приведенных равенств вираж не будет правильным, так как нарушится горизонтальность полета и изменится радиус виража.

При рассмотрении схемы действия сил для двух углов крена (фиг. 289) видно, что при увеличении угла γ сила Y_1 остается неизменной (так как вес G не изменяется), а сила Y_2 увеличивается. Следовательно, для большего крена понадобится большая сила Y_2 . Вследствие этого должна увеличиться и подъемная сила крыла, причем ее рост вызывается только увеличением горизонтальной составляющей Y_2 при постоянном значении силы Y_1 .

Увеличение подъемной силы крыла Y , необходимое для виража с большим углом крена, может быть достигнуто увеличением ско-

рости полета или угла атаки. С этой же целью могут быть использованы щитки и закрылки, увеличивающие значение c_y и (при той же скорости) подъемную силу крыла.

Наконец, последние две силы P и X , действующие в направлении движения (фиг. 288), также должны быть равны между собой, т. е. $P = X$; это равенство обеспечивает неизменность скорости виража по величине, что обязательно при постоянных значениях γ и полете с постоянным углом атаки α .



Фиг. 289. Силы, действующие на самолет при вираже с различными углами крена

Объединив указанные равенства, получим следующие уравнения сил правильного виража:

$$\left. \begin{array}{l} \text{условие горизонтальности виража: } Y_1 = G \\ \text{условие постоянства радиуса виража: } Y_2 = \text{const} \\ \text{условие неизменности скорости по величине } P = X, \end{array} \right\} \quad (50)$$

где Y_1 — вертикальная составляющая подъемной силы крыла,
 Y_2 — горизонтальная составляющая силы Y , представляющая собой силу, искривляющую траекторию полета;
 G — вес самолета;
 X — лобовое сопротивление самолета;
 P — сила тяги.

Мощность, необходимая для выполнения виража

Подъемная сила на вираже всегда больше, чем в горизонтальном полете, потому что она, уравновешивая вес самолета, должна создать еще силу Y_2 , удерживающую самолет на криволинейной траектории виража. Поэтому на одном и том же угле атаки скорость виража должна быть больше, чем в горизонтальном полете. Так как с увеличением угла крена увеличивается сила Y_2 , то и подъемная сила крыла Y должна становиться больше.

Вследствие увеличения скорости увеличится лобовое сопротивление, а с ним и тяга, необходимая для виража. Рост скорости и тяги вызовет значительное увеличение мощности, потребной для виража; при этом чем больше угол крена, тем больше мощность,

необходимая для виража, по сравнению с мощностью, расходуемой в горизонтальном полете.

Отсюда вывод, что для виража необходим избыток мощности по сравнению с N горизонтального полета и тем больший, чем больше угол крена; следовательно, вираж возможно осуществить только на тех углах атаки, где есть избыток мощности ΔN . Поэтому на угле атаки при V горизонтального полета вираж сделать нельзя, а скорость виража будет всегда меньше V_{max} горизонтального полета. Точно так же нельзя выполнить правильный вираж на потолке, где отсутствует избыток мощности. На потолке возможен только прямолинейный полет или разворот со снижением.

Вираж, обычно производят на углах атаки примерно от α_{min} до α_{max} , где имеются наибольший избыток мощности и довольно большие значения коэффициентов подъемной силы.

Радиус виража

Из механики известно, что сила, заставляющая тело двигаться криволинейно, прямо пропорциональна квадрату скорости движения и обратно пропорциональна радиусу криволинейной траектории, в данном случае радиусу виража.

Это может быть записано формулой в следующем виде:

$$Y_2 = \frac{GV^2}{gr} \text{ кг,}$$

откуда можно получить соотношение для радиуса виража:

$$r = \frac{GV^2}{gY_2} \text{ м.} \quad (51)$$

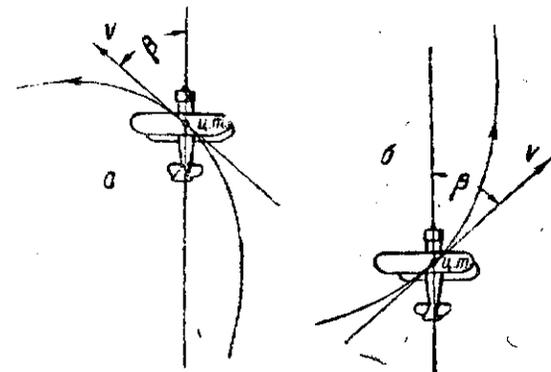
Чем быстрее летит самолет, тем больше должен быть радиус виража (при постоянном значении силы Y_2). При полете с малыми скоростями радиус виража уменьшается. Поэтому при одном и том же угле крена радиус виража у скоростных самолетов всегда больше, чем у тихоходных.

Связь между радиусом виража и углом крена состоит в следующем. Вираж малого радиуса можно сделать только при большом угле крена, а вираж с большим радиусом можно сделать и при малом угле крена. Объясняется это тем, что при вираже малого радиуса удерживающая сила Y_2 должна быть настолько большой (см. фиг. 289), что ее можно получить лишь в случае большого угла крена самолета. При виражах большого радиуса сила Y_2 настолько незначительна, что ее можно получить и при малом угле крена. Поэтому для виража с малым радиусом нужно увеличить угол крена, подъемную силу и скорость полета. Но согласно формуле (51) при увеличении скорости полета должен возрасти радиус виража; чтобы не допустить этого, вираж производят на больших α , при которых можно получить необходимой величины подъемную силу за счет ее коэффициента c_y .

Очевидно, нарушение любого из трех приведенных условий правильного виража повлечет за собой нарушение и остальных двух условий, в результате чего изменятся величины радиуса, угла крена и скорости виража. Все эти условия тесно связаны между собой, так же как и условия горизонтального полета, подъема и планирования, приведенные в формулах (34), (41) и (45).

Вираж называется неправильным, если продольная ось самолета пересекает траекторию движения (вираж со скольжением).

Траектория неправильного виража показана на фиг. 290, а и б. Угол β , образованный продольной осью самолета и направлением его движения, называют углом скольжения. Величина силы Y при неправильном вираже (даже с постоянным углом атаки) непостоянна, поэтому и радиус траектории полета изменяется: уменьшается при увеличении силы Y_2 и увеличивается при ее уменьшении.



Фиг. 290. Траектория виража со скольжением

С подъемом на высоту массовая плотность ρ воздуха уменьшается, а скорость полета при вираже возрастает; поэтому радиус виража на большой высоте обычно больше, чем у земли. Увеличение радиуса виража на больших высотах нежелательно, потому что как раз там, где необходима большая маневренность самолета, она становится меньше. У самолетов с высотным двигателем до расчетной высоты радиус виража не увеличивается, поэтому высотные двигатели более выгодны.

В зависимости от величины избыточных мощностей каждый самолет имеет свой наибольший, предельный угол крена и наименьший радиус виража, изменяющиеся в соответствии с изменением ΔN . Для уменьшения радиуса виража обычно увеличивают подъемную силу крыльев за счет увеличения углов атаки (и коэффициентов c_x). На углах атаки, больших $\alpha_{кр}$, вследствие неустойчивости самолета вираж не производится.

Современные самолеты имеют следующие примерные значения наименьшего радиуса виража: гоночные — от 400 до 500 м, истребители — от 150 до 250 м и разведчики — от 110 до 200 м.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какая сила необходима для того, чтобы тело двигалось криволинейно? Как должна быть направлена эта сила?
2. Какое движение самолета называют виражем? Что такое угол крена? Покажите моделью самолета движение его при вираже.

4. Нарисуйте схему сил при вираже. Почему подъемная сила крыла больше, чем в горизонтальном полете? Как получают увеличенную подъемную силу?
5. Напишите уравнения сил при правильном вираже. Проанализируйте их.
6. Сравните мощность, необходимую для совершения виража и горизонтального полета.
7. Что необходимо для самолета, совершающего вираж? На каких α возможен вираж?
8. Когда легче производить вираж с малым радиусом — при малом угле крена или при большом? Почему?
9. Почему у скоростных самолетов радиус виража больше?
10. Какой вираж называется неправильным? Чем он характерен?
11. Как изменится радиус виража на высоте? Почему?

31. Штопор

Штопором называется быстрое снижение самолета по крутой винтовой линии с одновременным вращением.

Основным назначением штопора как фигуры пилотажа является тренировка летного состава, особенно необходимая потому, что любой вид полета при неправильном его выполнении может закончиться штопором, из которого летчик должен уметь вывести самолет.

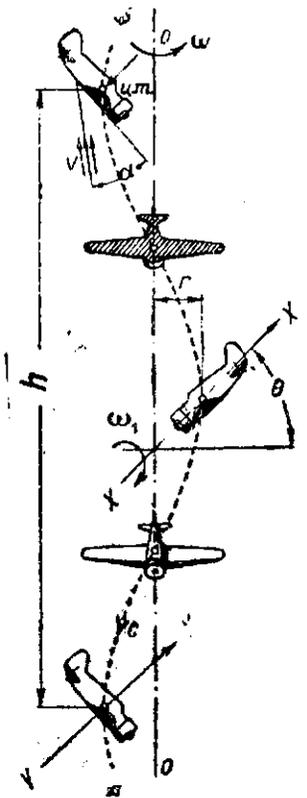
По наклону оси самолета к горизонту штопор может быть крутым и плоским, по направлению вращения — правым и левым.

Физическая картина штопора. На фиг. 291 изображен крутой левый штопор. При штопоре самолет движется в направлении, указанном стрелкой s по крутой винтовой линии радиуса r со скоростью V , вращаясь одновременно вокруг вертикальной оси штопора OO с угловой скоростью ω и вокруг своей продольной оси xx с угловой скоростью ω_1 . Самолет наклонен к горизонту под постоянным углом θ . За один полный оборот (виток) самолет снижается на определенную высоту h . Полет происходит на углах атаки α , больших $\alpha_{кр}$.

Особенностью штопора является то, что углы атаки крыла по его размаху неодинаковы. Это объясняется следующим образом.

При штопоре самолет движется криволинейно, вращаясь вокруг оси OO (фиг. 292) на расстоянии r от нее. Вследствие такого вращения крайнее сечение b наружного крыла имеет большую скорость (V_b), чем крайнее сечение a внутреннего крыла (V_a).

Кроме вращения вокруг оси OO , самолет при штопоре вращается еще вокруг продольной оси xx со скоростью ω_1 (на фиг. 292

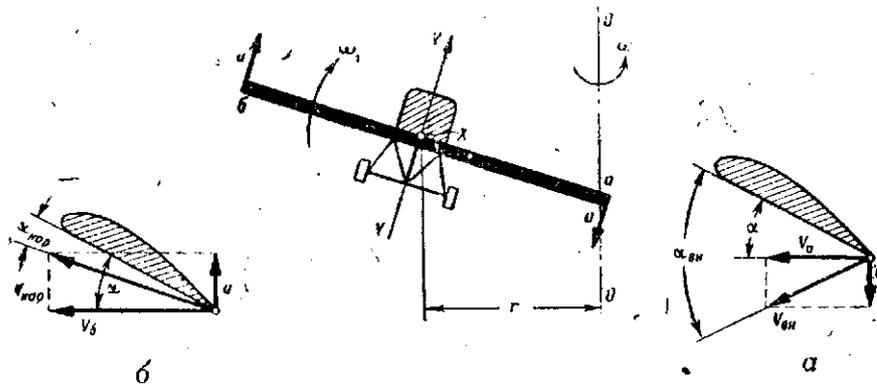


Фиг. 291. Траектория полета при крутом левом штопоре

ось xx проектируется в точку X); благодаря этому вращению наружное крыло приобретает дополнительную скорость u , направленную вверх, а внутреннее — такую же скорость u , направленную вниз.

Найдя суммарную скорость движения наружного крыла $V_{нар}$ и внутреннего $V_{вн}$, замечаем, что скорость $V_{нар}$ больше $V_{вн}$ и, кроме того, направлена под меньшим углом атаки к хорде крыла, т. е. $\alpha_{нар} < \alpha_{вн}$.

Таким образом, угол атаки α , который был вначале одинаков на концах обоих крыльев, стал на наружном крыле меньше, а на внутреннем больше. Основное значение в изменении углов атаки имеют вращение самолета вокруг продольной оси xx и возникающие при этом дополнительные скорости u .



Фиг. 292. Углы атаки крыльев при штопоре:
 $\alpha_{нар}$ — наружного и $\alpha_{вн}$ — внутреннего

Разница в углах атаки крыльев может быть очень большой. У внутреннего крыла она доходит до значений $\alpha_{вн} = 50 \div 65^\circ$, в то время как наружное крыло имеет угол атаки $\alpha_{нар} = 8 \div 12^\circ$.

Эта разница в углах атаки, а следовательно, разница и в аэродинамических силах, служит причиной того, что самолет, введенный летчиком в штопор, продолжает автоматически вращаться дальше, а иногда и сам, помимо летчика, благодаря особому свойству крыльев, называемому авторотацией, начинает произвольно штопорить.

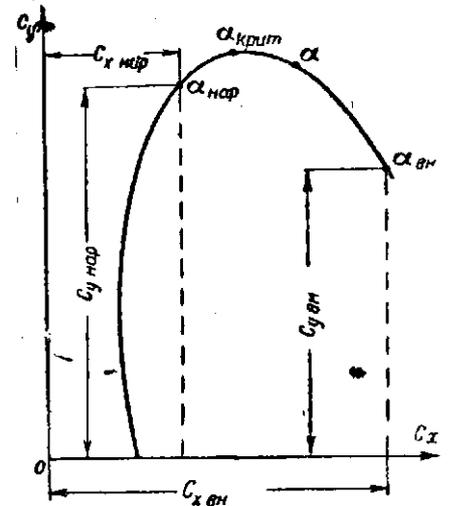
Авторотация крыла. Авторотацией крыла называется стремление его к самовращению на углах атаки, больших критического.

Зная, что при штопоре углы атаки наружного крыла меньше, чем внутреннего, обратимся к кривой Лилиенталя (фиг. 293). Здесь замечаем, что при полете на углах атаки, больших критического, с увеличением α коэффициент подъемной силы c_y падает. Для рассматриваемого нами случая окажется, что $c_{y,вн}$ внутреннего крыла, несмотря на больший угол атаки $\alpha_{вн}$, меньше, чем $c_{y,нар}$ наружного крыла, хотя угол атаки $\alpha_{нар}$ и меньше. Таким образом, $c_{y,нар}$ больше $c_{y,вн}$.

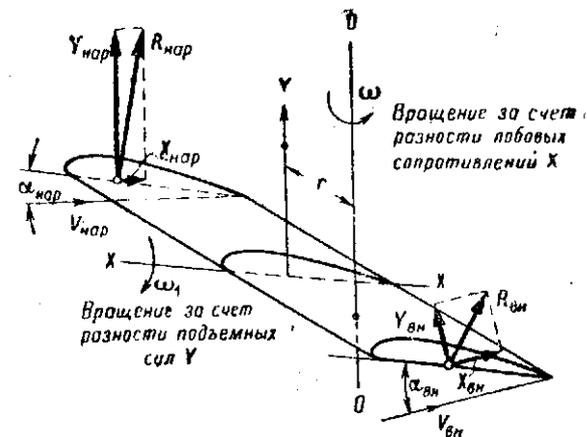
Очевидно, при полете на углах атаки, меньших критического, такое явление возникнуть не может, так как с ростом углов атаки здесь растет и коэффициент c_y , и потому на внутреннем крыле коэффициент $c_{y,вн}$ будет больше, чем на наружном.

Одновременно изменился и коэффициент лобового сопротивления c_x , причем на наружном крыле, где угол атаки меньше, и c_x будет меньше. Кривая Лилиенталя показывает, что разность между коэффициентами c_x обоих крыльев очень велика (c_x внутреннего крыла раза в два больше c_x наружного крыла). Таким образом, $c_{x,нар}$ меньше $c_{x,вн}$.

Так как коэффициент подъемной силы наружного крыла больше, чем внутреннего, то и подъемная сила наружного крыла будет больше, чем внутреннего (фиг. 294), тем более, что и скорость его ($V_{нар}$) также больше (фиг. 292). Вследствие разности подъемных сил возникает произвольное вращение крыла и самолета вокруг продольной оси xx со скоростью ω_1 . Вращение это направлено в сторону штопора.

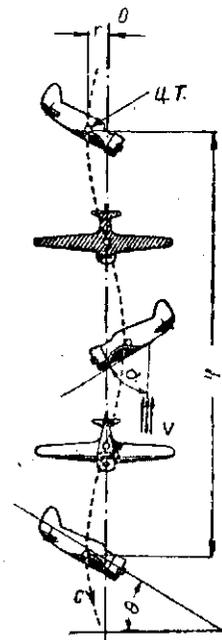


Фиг. 293. Коэффициенты аэродинамических сил наружного и внутреннего крыльев самолета при штопоре



Фиг. 294. Аэродинамические силы наружного и внутреннего крыльев при штопоре

Так как коэффициент лобового сопротивления наружного крыла меньше, чем внутреннего, лобовое сопротивление правого крыла



Фиг. 295. Траектория полета при плоском левом штопоре

будет меньше левого (фиг. 294). Вследствие разности лобовых сопротивлений возникает произвольное вращение крыла и самолета вокруг вертикальной оси OO со скоростью ω . Это вращение, направленное в сторону штопора, также способствует его возникновению.

Таким образом, авторотация возникает только на углах атаки, больших критического. Вследствие различных углов атаки крыльев (на наружном меньше, чем на внутреннем), неодинаковых подъемных сил (на наружном больше, чем на внутреннем) и разных лобовых сопротивлений (на наружном меньше, чем на внутреннем).

Крутой и плоский штопор. Внешним отличием крутого и плоского штопора является наклон самолета к горизонту. При крутом штопоре (см. фиг. 291) угол наклона θ находится в пределах $50-75^\circ$; при плоском штопоре (фиг. 295) тот же угол θ равен всего лишь $25-35^\circ$.

Помимо наклона к горизонту, крутой и плоский штопоры отличаются рядом других особенностей (табл. 4). Скорость движения V

Таблица 4

Характеристика крутого и плоского штопора

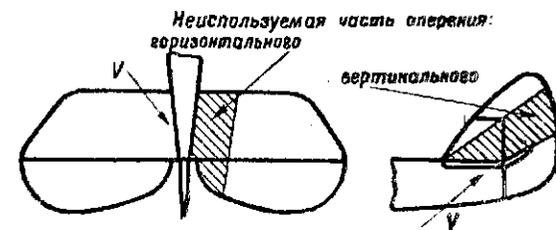
Характеристика штопора	Крутой	Плоский
Наклон самолета к горизонту θ	50—75	25—35
Угол атаки крыла α	20—25	До 65
Радиус вращения центра тяжести r , м	До полуразмаха крыла	0,5—0,7
Потеря высоты за 1 виток h , м	80—150	50—80
Скорость движения траектории V	$(1,6-1,7) V_{\text{плос}}$	$(1,1-1,15) V_{\text{плос}}$
Время на один виток в сек.	≈ 3	$\approx 1,5$
Запаздывание самолета при выводе	0—1 виток	4—6 витков

по винтовой линии при крутом штопоре больше (вследствие большей крутизны наклона самолета), чем при плоском. Зато скорость вращения вокруг вертикальной оси штопора OO при плоском штопоре примерно вдвое больше, чем при крутом. Таким образом, при крутом штопоре самолет быстрее снижается, а при плоском — быстрее вращается. Вследствие большого запаздывания при выходе (4—6 витков), плоский штопор гораздо опаснее крутого.

Запаздывание самолета при выходе из плоского штопора объясняется большими углами атаки рулей, что уменьшает их эффек-

тивность, и главным образом так называемым затенением рулей (фиг. 296). Оно заключается в том, что, например, при левом штопоре поток воздуха V набегаает на левую поверхность фюзеляжа и поэтому не имеет доступа к части правой половины горизонтального оперения (неработающая часть оперения на фиг. 296 заштрихована).

Аналогично этому неполностью используется и вертикальное оперение, частично закрытое горизонтальным оперением от воздушного потока, набегающего снизу. При отклонении руля поворота показанный штриховкой участок вертикального оперения работать не будет.



Фиг. 296. „Затенение“ рулей при штопоре

Управление на штопоре. Ввод самолета в штопор летчик выполняет следующим образом. Задресселировав двигатель, летчик плавно выбирает ручку «на себя», переводя самолет на большие углы атаки; одновременно теряется скорость полета. Когда скорость упадет до значения посадочной, летчик резко, доотказа, выбирает ручку «на себя» и одновременно доотказа «дает ногу» в сторону штопора. Этим он вводит самолет в область углов атаки, где возникает авторотация, и создает первоначальное закручивание. Нос самолета начинает опускаться, и самолет входит в штопор.

Однако самолет может войти в штопор и помимо воли летчика, например на малых скоростях полета с большими углами атаки, когда самолет плохо слушается рулей, особенно элеронов. В такой момент достаточно какого-либо небольшого толчка извне, и крылья начнут самовращаться.

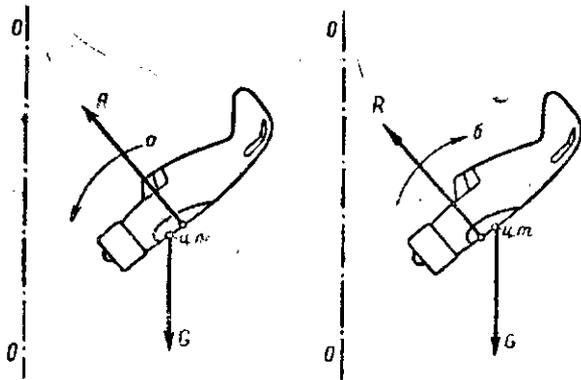
В этом отношении опасны крутой подъем с малой скоростью, парашютирование, вираж или разворот с потерей скорости и другие виды полета, так или иначе связанные с вращением самолета малой скоростью и большими углами атаки.

Для вывода самолета из штопора летчик в начале доотказа «дает ногу», обратную вращению, устраняя этим вращающий момент, и затем отжимает ручку «от себя» до нейтрального положения при плоском штопоре и не доходя до него — при крутом. Далее, не трогая рулей, ждет выхода самолета из штопора. После штопора самолет должен перейти в пикирование, вывод из которого в горизонтальный полет производится взятием ручки «на себя».

Число витков штопора должно быть рассчитано так, чтобы самолет окончательно вышел в горизонтальный полет на высоте не менее 600 м. На меньшей высоте производить штопор воспрещается.

Влияние положения центра тяжести самолета на штопор. Основным фактором, влияющим на штопор, является расположение грузов на самолете.

На фиг. 297 изображен самолет в правом штопоре с двумя различными положениями центра тяжести: ближе к ребру атаки крыла, — так, что сила полного сопротивления R самолета находится сзади центра тяжести, и дальше от ребра атаки, — так, что сила R находится впереди центра тяжести. В центре тяжести приложена сила веса самолета G .



Фиг. 297. Влияние положения центра тяжести самолета на штопор

При расположении центра тяжести впереди силы R она дает момент, направленный по стрелке a . Нос самолета при этом опускается, а угол атаки крыла уменьшается. Таким образом, при переднем положении центра тяжести самолет имеет стремление перейти к пикированию, т. е. стремится выйти из штопора.

При расположении центра тяжести сзади силы R наблюдается обратное явление. Момент от силы R , направленный по стрелке b , стремится уменьшить наклон самолета к горизонту, увеличивая этим углы атаки, т. е. переводит самолет в плоский штопор, более опасный и трудный для выхода.

Из изложенного о влиянии центра тяжести самолета на штопор можно сделать следующие выводы:

1) при переднем положении центра тяжести самолет легко выходит из штопора, а входит в него труднее;

2) при среднем положении центра тяжести самолет легко входит и легко выходит из штопора, с небольшим запаздыванием в 1—2 витка;

3) при заднем положении центра тяжести самолет легко войдет в штопор, но вывести его из штопора будет труднее.

Последнее следует иметь в виду при размещении грузов на самолете; располагать их надо таким образом, чтобы центр тяжести самолета находился от ребра атаки не дальше, чем это указано в описании данного самолета. Если центр тяжести находится

дальше от ребра атаки на расстоянии большем, чем там указано, то провозводить штопор на самолете воспрещается.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Дайте определение штопора. Покажите это движение самолета моделью. Для чего применяется штопор?
2. Как изменяются при штопоре углы атаки вдоль размаха крыла? Приведите числовые значения углов атаки.
3. Что называют авторотацией крыла? Как она возникает?
4. На каком крыле при штопоре больше подъемная сила? К чему это ведет?
5. На каком крыле при штопоре больше лобовое сопротивление? К чему это ведет?
6. Может ли возникнуть авторотация на углах атаки, меньших критического? Почему?
7. Чем отличается крутой штопор от плоского? Какой из них более опасен?
8. Чем объясняется запаздывание самолета при выходе из штопора?
9. Как ввести самолет в штопор? Как вывести его из штопора?
10. Как влияет расположение центра тяжести самолета на штопор?

32. Фигурные полеты

К фигурным полетам относится большое количество различных фигур. Рассмотрим наиболее употребительные из них, а именно: петлю, переворот Иммельмана, перевороты одинарный и двойной и, наконец, боевой разворот.

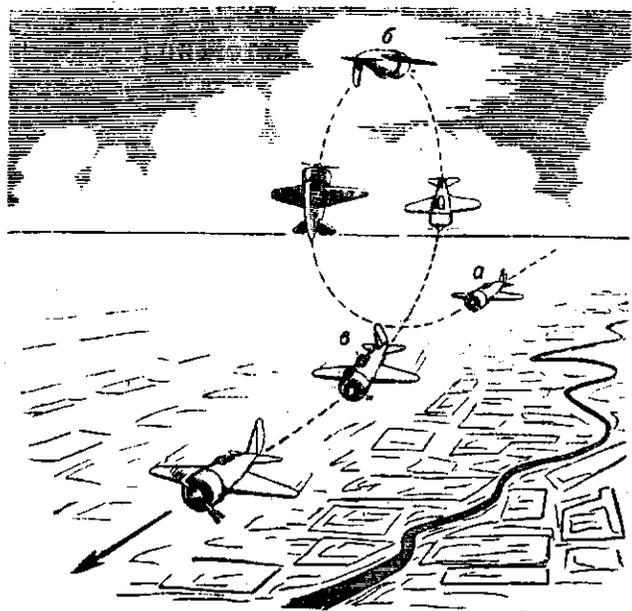
Выполнение всех перечисленных фигур разрешается на высоте не менее 300 м (на этой высоте самолет после фигуры должен быть выведен в горизонтальный полет).

Петля

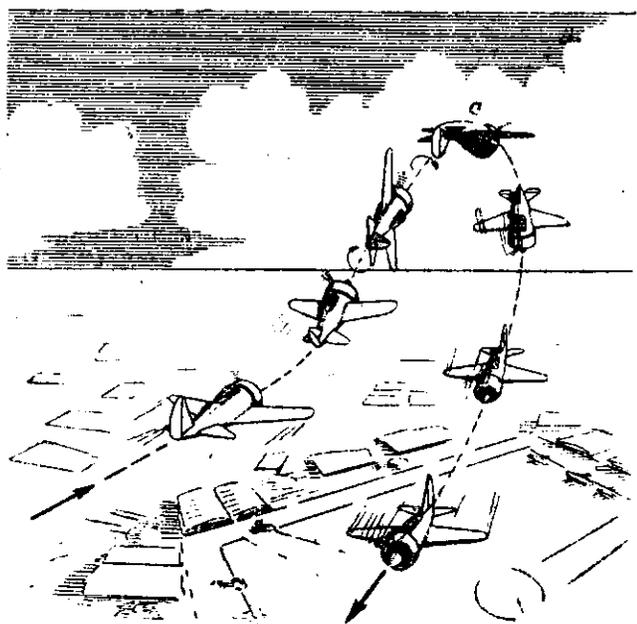
Петлей называется полет по замкнутой траектории в вертикальной плоскости (фиг. 298).

Форма петли не совпадает с окружностью. Петля выполняется на номинальной мощности двигателя с повышенной скоростью в начале выполнения фигуры. В зависимости от мощности двигателя скорость эта колеблется в пределах 1.6—2.3 V_{max} . Чем больше мощность ВМГ и тяга винта, тем меньшей может быть начальная скорость петли.

Петля выполняется следующим образом. Вначале летчик дает полный газ, чтобы разогнать самолет и получить скорость, необходимую для совершения петли. Затем плавным, но энергичным движением летчик выбирает ручку «на себя» (точка a на фиг. 298), увеличивая этим угол атаки и подъемную силу крыла; траектория полета начинает искривляться, а скорость, приобретенная во время разгона, постепенно теряется. Самолет опрокидывается вверх колесами. В верхней точке b петли летчик убирает газ, оставляя ручку взятой доотказа «на себя». Самолет проходит вторую часть петли под влиянием своего веса, постепенно опуская нос под действием отклоненного руля высоты. Выходя из петли в горизонтальный полет (точка $в$), летчик ставит ручку нейтрально и увеличивает число оборотов двигателя.



Фиг. 298. Траектория петли



Фиг. 299. Траектория одинарного переворота

Перевороты через крыло

Фигуры, при выполнении которых самолет поворачивается вокруг своей продольной оси на 180° или больше, называются переворотами через крыло. Они могут быть одинарные или двойные.

Одинарным называется переворот самолета через крыло с последующим выходом его в направлении, обратном вводу (фиг. 299).

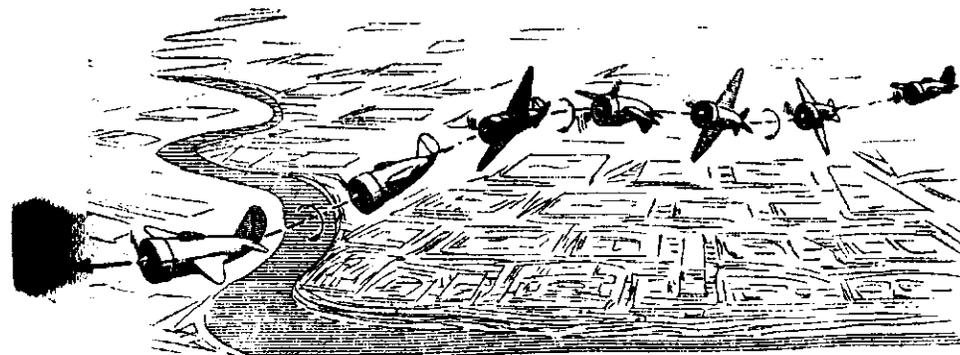
Чтобы выполнить одинарный переворот, летчик энергичным движением выбирает ручку «на себя» и в сторону намеченного вращения и «дает ногу» также в сторону вращения. При этом увеличивается угол атаки крыла за $\alpha_{крит}$; крыло попадает в область авторотации, и начинается самовращение его, очень похожее на штопор.

Крыло, введенное в область авторотации, вращается до тех пор, пока летчик не поставит рулей в обратное положение, необходимое для выхода. При одинарном перевороте самолет успевает сделать полвитка штопора с осью вращения, направленной вверх. Находясь в верхней точке *a* траектории, летчик «дает обратную ногу» (при правом перевороте — левую, и наоборот), оставляя ручку взятой «на себя». Когда самолет начнет выходить в горизонтальный полет, ручка отдается вперед.

Таким образом, самолет быстро развернется на 180° , потеряв при этом высоту до 500—800 м (в зависимости от типа самолета). Потеря высоты должна быть как можно меньше. Преимущество одинарного переворота — более быстрый поворот самолета на 180° , чем, например, при вираже.

Двойной переворот в отличие от одинарного представляет собой полный (на 360°) виток горизонтального штопора (фиг. 300).

Обычно эту фигуру выполняют на скорости, несколько большей крейсерской, и на номинальной мощности двигателя. Техника выполнения двойного переворота ничем не отличается от техники выполнения одинарного. Если начальная скорость будет недостаточной, самолет не сделает правильного двойного переворота и на втором полувитке перейдет на снижение.

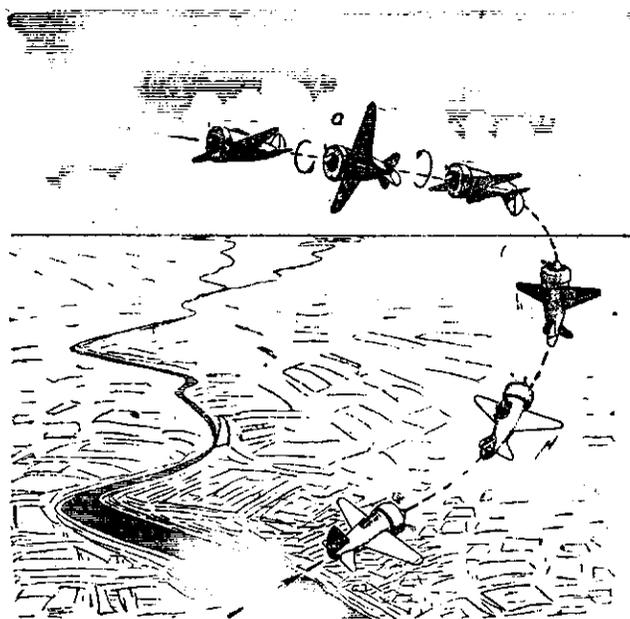


Фиг. 300. Траектория двойного переворота

Двойной переворот считается правильно выполненным, если самолет не потеряет ни высоты, ни направления и при выводе самолета не было крена и опускания носа.

Переворот Иммельмана

Переворот самолета через крыло, произведенный в верхней точке петли, называется переворотом Иммельмана (фиг. 301).



Фиг. 301. Траектория переворота Иммельмана

Начало этого переворота ничем не отличается от петли, за исключением того, что для выполнения его требуется начальная скорость большая, чем для петли (в 2,5—2,8 раза больше посадочной).

В верхней точке *a* петли (фиг. 301), когда самолет находится в положении вверх колесами, летчик «дает ногу», поворачивает ручку в сторону требуемого вращения и одновременно выбирает ее «на себя»; самолет, сделав переворот, выйдет из петли в горизонтальный полет.

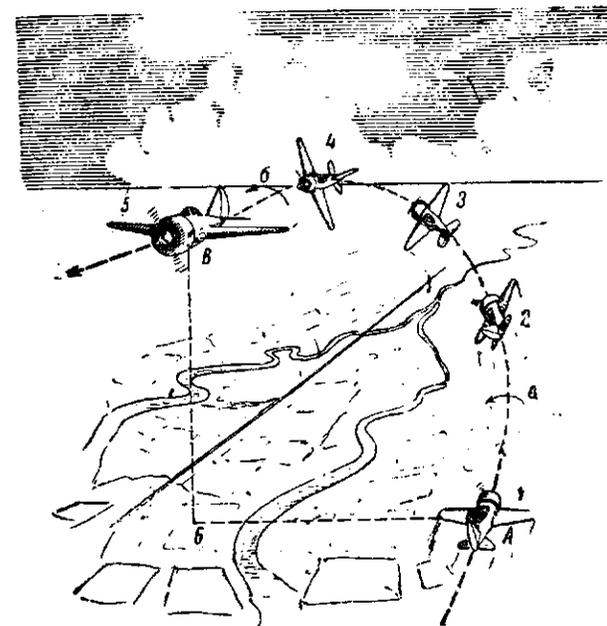
В воздушном бою переворот Иммельмана дает следующие преимущества: 1) он позволяет набрать высоту до 150—250 м; 2) при выходе из фигуры самолет имеет скорость, достаточную для того, чтобы немедленно перейти на выполнение другой фигуры, например на новую петлю.

Таким образом, при выполнении переворота Иммельмана самолет разворачивается на 180° с набором высоты и при выходе из него обладает скоростью, позволяющей выполнение очередной фигуры.

Боевой разворот

Боевой разворот является одним из способов быстрого изменения направления самолета на 180° с одновременным набором высоты и потому применяется в воздушном бою довольно часто. По окончании разворота самолет имеет скорость, допускающую повторную атаку противника.

На фиг. 302 изображен левый боевой разворот. Самолет из положения 1 вводится в глубокий вираж на крейсерской скорости (на 60—70% больше посадочной). Одновременно с креном (положение 2) летчик задирает нос самолета, беря ручку «на себя»



Фиг. 302. Траектория левого боевого разворота

(стрелка *a* показывает направление первоначального крена самолета — влево).

По мере подъема носа и увеличения крена примерно до 60° летчик увеличивает число оборотов двигателя до номинального. В положении 3 самолет летит, имея угол крена около 60°. Развернувшись в горизонтальной плоскости на 130—150° с одновременным подъемом (положение 4), летчик начинает выводить самолет из боевого разворота, выправляя данный прежде левый крен. Самолет при этом кренится обратно (вправо) по стрелке *b*, вращаясь вокруг своей продольной оси, до горизонтального положения крыльев. Нос самолета опускается также до горизонтального положения 5 при номинальном числе оборотов двигателя. После вывода из разворота летчик снова уменьшает число оборотов двигателя. При недостаточной начальной скорости самолет в верхней

точке боевого разворота (положение 4) может легко потерять скорость и перейти в штопор.

Таким образом, после выполнения левого боевого разворота самолет оказывается левее первоначального положения (точка А) на расстоянии АВ и набирает высоту ВВ, которая у разных самолетов колеблется в пределах 500—800 м.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Покажите моделью движение самолета при петле. Дайте ее определение. Как она выполняется?
2. Какое движение самолета называют одинарным переворотом? Покажите моделью. Что общего между одинарным переворотом и штопором?
3. Чем отличается двойной переворот от одинарного?
4. Какую фигуру называют переворотом Иммельмана? Покажите моделью. Для чего применяется переворот Иммельмана?
5. Покажите моделью боевой разворот. Для чего он применяется?

Глава VII

ВИНТЫ ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА

Выше (раздел 7) мы видели, что воздушные винты, в зависимости от возможности изменить в полете их теоретический шаг, подразделяются на винты с неизменяющимся и изменяющимся в полете шагом.

33. Винты фиксированного шага

Для лучшего уяснения назначения и работы винтов изменяемого шага (ВИШ) рассмотрим вначале, какие недостатки возникают во время работы винтов фиксированного шага при изменении режимов полета.

Винтами фиксированного шага (ВФШ) называют винты, у которых в полете изменить теоретический шаг нельзя. К ним относятся все деревянные и те металлические винты, лопасти которых можно повернуть в ступице только на земле. С точки зрения аэродинамики эти винты в полете ничем между собой не различаются. На земле лопасти металлических ВФШ могут быть поставлены под нужным углом наклона, но в воздухе их положение относительно втулки винта неизменно.

Мощность, необходимая для вращения винта. Винтомоторная группа состоит из двух, совместно работающих агрегатов: авиадвигателя и воздушного винта. Поэтому и полезная мощность N_p ВМГ, являющаяся результатом совместной работы мотора и винта, зависит, во-первых, от эффективной мощности N_e , создаваемой двигателем и фактически затрачиваемой им для вращения винта, и, во-вторых, от мощности, необходимой для вращения винта в определенных условиях полета для преодоления момента пары сил $2Qr$ (см. фиг. 237 и 239). Обозначим эту мощность $N_{пв}$.

Основными факторами, от которых зависят мощности $N_{пв}$ и N_e , а следовательно, и мощность N_p , являются высота и скорость полета и число оборотов винта.

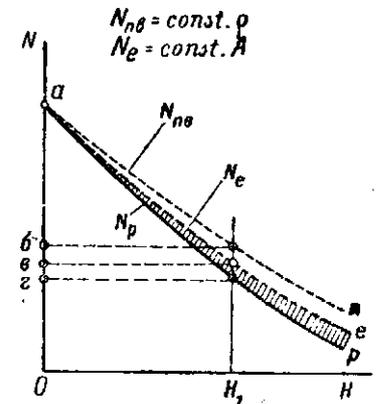
Влияние высоты полета. Мощность, необходимая для вращения винта, и эффективная мощность двигателя изменяются с подъемом на высоту по разным законам.

Мощность, необходимая для вращения винта с постоянными углами наклона лопастей, изменяется прямо пропорционально массовой плотности воздуха. Следовательно, с подъемом на высоту мощность $N_{пв}$ будет уменьшаться точно так же, как и величина ρ . Характер падения мощности $N_{пв}$ с высотой показан на фиг. 303 кривой ap .

Эффективная мощность двигателя изменяется с высотой различно — в зависимости от типа двигателя.

У не высотных двигателей мощность N_e уменьшается по мере подъема на высоту несколько быстрее, чем уменьшается массовая плотность воздуха. Изменение мощности N_e с высотой происходит прямо пропорционально коэффициенту A падения мощности моторов, известному из теории авиадвигателей; графически оно показано на фиг. 303 кривой ae .

В табл. 5 приведены числовые значения ρ и A для некоторых высот и соответствующие им значения мощности, необходимой для вращения винта, и эффективной мощности двигателя в процентах к их мощности у земли. Последняя графа таблицы показывает, на сколько процентов мощность $N_{пв}$ на каждой из этих высот будет больше мощности N_e , если на земле эти мощности совпадали (точка a). Таблица показывает, что мощность N_e уменьшается с высотой быстрее, чем мощность $N_{пв}$.



Фиг. 303. Изменение мощностей $N_{пв}$, N_e и N_p не высотного двигателя в зависимости от высоты полета

Таблица 5

H	ρ	A	$N_{пв}$	N_e	Утяжеление
м	кг сек ² , м ⁴		%	%	ВФШ
					%
0	0,125	1,000	100	100	0
3 000	0,093	0,685	74,4	68,5	5,9
6 000	0,067	0,416	53,6	44,6	9,0
9 000	0,048	0,267	38,4	26,7	11,7
12 000	0,032	0,134	25,6	13,4	12,2

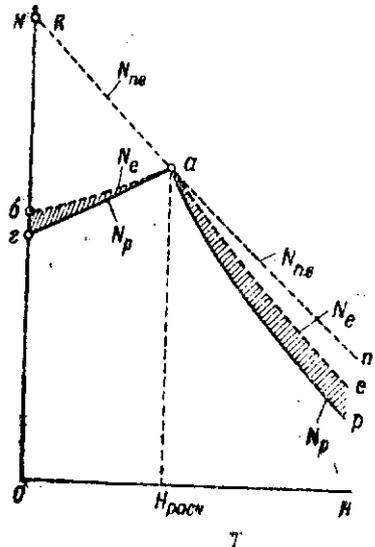
Если у земли мощности $N_{пв}$ и N_e были равны (точка a), то на некоторой высоте H_1 мощность, необходимая для вращения винта (отрезок Ob), окажется больше мощности N_e , развиваемой мотором (отрезок Oe). Это значит, что винт дает двигателю большую нагрузку, чем тот может преодолеть; винт как бы становится более тяжелым, поэтому двигатель не сможет развить максимальных

оборотов, которые он давал при полете у земли. С падением числа оборотов винта уменьшатся углы атаки элементов лопастей, сила тяги винта, а с ними и скорость полета, следовательно, уменьшатся и мощность ВМГ (отрезок Oz).

Таким образом, ВМГ теряет мощность с высотой вследствие падения массовой плотности воздуха (и N_e двигателя) и в результате утяжеления винта; это увеличивает нагрузку двигателя и уменьшает число его оборотов. Изменение мощности ВМГ показано на фиг. 303 кривой ap , которая проходит ниже кривой эффективной мощности двигателя.

Воздушный винт, представляющий для двигателя большую нагрузку, чем развиваемая двигателем мощность N , вследствие чего максимальные обороты при неизменном положении дросселя падают, называется тяжелым винтом.

Воздушный винт, представляющий для двигателя меньшую нагрузку, чем развиваемая двигателем мощность N , вследствие чего максимальные обороты при неизменном положении дросселя увеличиваются, называется легким винтом. Увеличение оборотов в этом случае называют раскруткой винта.



Фиг. 304. Изменение мощностей $N_{пв}$, N_e и N_p высотного двигателя в зависимости от высоты полета

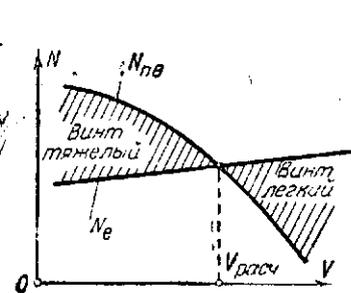
мощность N_e , развиваемую двигателем (отрезок Ob); винт окажется тяжелым, вследствие чего мощность N_p ВМГ (отрезок Oz) будет меньше N_e у земли.

С подъемом на высоту мощность $N_{пв}$ уменьшается пропорционально ρ , в то время как мощность N_e , развиваемая двигателем, растет. Поэтому по мере приближения к расчетной высоте винт высотного двигателя становится легче, чем он был у земли, а число оборотов двигателя повышается до максимального числа, которого он на земле не развивал (двигатель был задресселирован). С высотой дроссель все больше открывают, на расчетной высоте

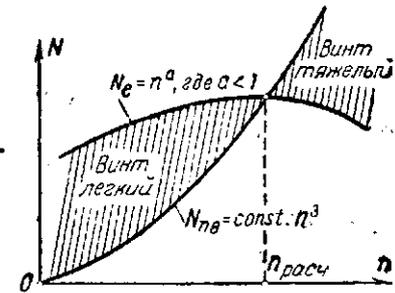
он открыт полностью, и здесь двигатель развивает полное число оборотов; винт полностью загружает мотор. Рост числа оборотов вызовет увеличение силы тяги P и скорости полета V . В итоге мощность ВМГ до расчетной высоты будет увеличиваться. После расчетной высоты дроссель мотора остается полностью открытым, а обороты и предполагаемая мощность ВМГ уменьшаются по тем же причинам, что и у невысокого двигателя.

Таким образом, различное изменение мощностей $N_{пв}$ и N_e с высотой дополнительно уменьшает используемую часть эффективной мощности двигателя, помимо потерь N_e , связанных с массовой плотностью воздуха. Величина потерь эффективной мощности, вызванных применением тяжелого ВФШ, показана на фиг. 303 и 304 заштрихованными участками.

Влияние скорости полета. Мощность, потребная для вращения винта, зависит от скорости полета очень сильно — вследствие



Фиг. 305. Изменение мощностей $N_{пв}$ и N_e с ВФШ в зависимости от скорости полета



Фиг. 306. Изменение мощностей $N_{пв}$ и N_e с ВФШ в зависимости от числа оборотов винта

изменения углов атаки элементов лопастей и сил Q сопротивления вращению лопастей винта. В то же время эффективная мощность двигателя от скорости полета почти не зависит, если не считать некоторого увеличения давления на всасывании, особенно заметного на больших скоростях (за счет скоростного наддува).

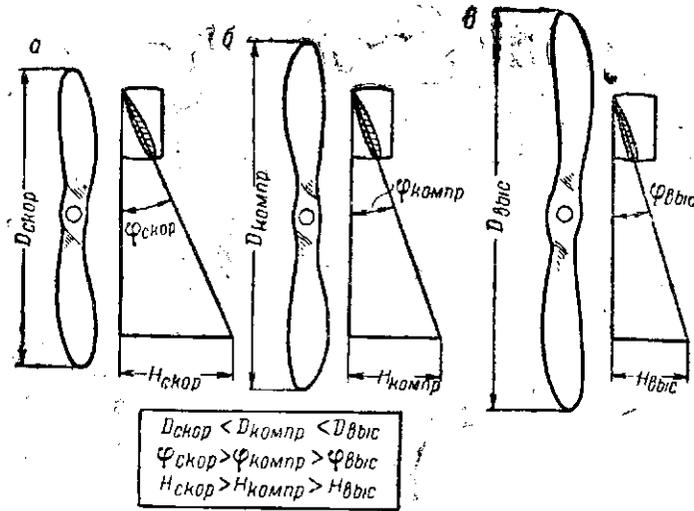
Характер изменения мощностей $N_{пв}$ и N_e в зависимости от скорости полета показан на фиг. 305. Кривые показывают, что винт дает полную нагрузку двигателю только на одной расчетной скорости $V_{расч}$, а на всех остальных скоростях он будет тяжелым или легким. Следовательно, на всех скоростях полета, кроме расчетной, неизбежны потери мощности ВМГ.

Влияние числа оборотов. При изменении числа n оборотов двигателя мощность $N_{пв}$ изменяется более резко, так как она пропорциональна величине n^3 , тогда как мощность N_e пропорциональна величине n в первой степени.

Кривые, приведенные на фиг. 306, показывают, что и в случае изменения оборотов двигателя винт полностью использует эффективную мощность мотора только на расчетных оборотах $n_{расч}$, обычно равных максимальным оборотам двигателя. На всех осталь-

ных оборотах винт будет легким или тяжелым, что приведет к уменьшению располагаемой мощности ВМГ.

Из вышеизложенного видно, что применение ВФШ, потребную мощность которых изменить в полете нельзя, приводит к потерям располагаемой мощности ВМГ на всех режимах полета, кроме того режима, на котором мощность, необходимая для вращения ВФШ, совпадает с эффективной мощностью двигателя. Этот режим полета является вполне определенным, расчетным режимом, для которого и подбирают ВФШ.



Фиг. 307. Соотношение диаметров, углов наклона и геометрического шага скоростного, компромиссного и скороподъемного винтов

Винт фиксированного шага подбирают к самолету так, чтобы он мог снять полную мощность двигателя на наиболее важном для данного самолета режиме (горизонтальный полет, набор высоты и т. д.), имея при этом большой к. п. д. Кроме того, при подборе винта учитывают окружные скорости концов лопастей винта, которые не должны достигать скоростей звука.

Скоростные и высотные винты. Подобранные таким образом ВФШ делятся на скоростные, высотные и компромиссные, отличающиеся один от другого диаметром и шагом.

Скоростным называется винт, имеющий наибольший к. п. д. на расчетной высоте при максимальной скорости горизонтального полета. Он имеет большой шаг и малый диаметр (фиг. 307, а).

Высотным, или скороподъемным, называют винт, имеющий наибольший к. п. д. на режиме подъема или взлета. С таким винтом самолет может очень быстро набирать высоту. Скоростные винты имеют больший диаметр и меньший шаг, чем скоростные винты (фиг. 307, в).

Если самолет со скоростным винтом, не снижая числа оборотов двигателя, перевести на подъем, винт окажется тяжелым, так как

вследствие большого шага H он будет представлять для двигателя более значительную нагрузку, чем в горизонтальном полете. Это приведет к произвольному и нежелательному снижению числа оборотов помимо воли летчика — при взлете на 15—20% от максимальных и при подъеме до 10—15%. Примерно настолько же упадет мощность двигателя.

Если самолет с высотным винтом перевести в горизонтальный полет при неизменном числе оборотов двигателя, винт окажется легким, так как шаг высотного винта небольшой и двигателю его легче вращать. Это приведет к увеличению числа оборотов двигателя свыше тех, на которые он рассчитан (раскрутка винта). Чтобы не допустить разрушения двигателя вследствие увеличения числа оборотов коленчатого вала сверх максимальных, летчик должен снизить число оборотов двигателя дросселированием; последнее уменьшит мощность двигателя и ВМГ.

Следовательно, скоростной и высотный винты при переводе их на другой режим, для которого они не предназначены, уменьшают потребляемую ими мощность, причем скоростной винт хорошо работает только на максимальной скорости горизонтального полета, а высотный — только при подъеме или взлете.

На практике чаще всего применяют так называемые компромиссные винты, средние по своим свойствам между скоростными и высотными винтами. Компромиссный винт подбирают так, что его максимальный к. п. д. получается при некоторой средней скорости между максимальной скоростью горизонтального полета и наиболее выгодной скоростью подъема. На максимальной скорости горизонтального полета, на которой винт использует всю эффективную мощность мотора, к. п. д. этого винта ниже, чем у скоростного, но выше, чем у скороподъемного; при подъеме к. п. д. компромиссного винта меньше, чем у скороподъемного, но выше, чем у скоростного. Диаметр компромиссного винта больше, чем у скоростного, но меньше, чем у высотного винта; шаг меньше, чем у скоростного, но больше, чем у высотного винта (фиг. 307, б). Однако и этот винт не является наилучшим для всех режимов полета.

Основной недостаток всех ВФШ, включая и компромиссные, — тот, что они хорошо работают только на одном расчетном режиме полета, на котором они полностью используют эффективную мощность двигателя. На всех остальных режимах применение ВФШ приводит к большим потерям мощности, вызванным несовпадением законов, по которым изменяются мощность, необходимая для вращения винта, и эффективная мощность двигателя.

Для полного использования эффективной мощности двигателя необходимо: 1) чтобы изменение эффективной мощности двигателя и мощности, потребной для вращения винта, при изменении условий полета (обороты n , скорость V , высота H) происходило по одному закону, 2) чтобы винт не был тяжелым или легким для двигателя, чтобы воздушная нагрузка от сил Q винта на двигатель соответствовала мощности, развиваемой двигателем.

С этой целью и стали применять ВИШ.

Появлению винтов с изменяемым в полете шагом предшествовали винты, лопасти которых можно было повернуть только на земле, при неработающем двигателе.

Лопастей этих винтов устанавливали на земле под таким углом наклона, чтобы на определенном режиме, наиболее важном для предстоящего полета, винт мог снять с двигателя всю его эффективную мощность.

При изменении режима полета такие винты не отличаются от винтов с неподвижными лопастями и потому также называются винтами фиксированного шага.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Чем принципиально отличается ВИШ от ВФШ?
2. Как зависит мощность, необходимая для вращения винтов, от высоты полета? От скорости полета? От числа оборотов винта?
3. Как изменяется мощность N_e невысотного двигателя с подъемом на высоту? Что изменяется быстрее — N_e или $N_{пр}$?
4. Как изменяется мощность ВМГ невысотного двигателя в зависимости от высоты полета? Почему?
5. Какой винт называют тяжелым? Легким? Что такое раскрутка винта?
6. Почему ВФШ резко снижает мощность высотного двигателя при взлете?
7. Как изменяется располагаемая мощность с высотой при высотном двигателе?
8. Как влияет скорость полета на $N_{пр}$ и N_e ?
9. Как влияет число оборотов винта на $N_{пр}$ и N_e ?
10. Какой винт называется скоростным? Скороподъемным? Компромиссным? В чем их внешнее различие?
11. К чему приводит работа скоростного или высотного винта на режимах, для которых они не предназначены?
12. В чем заключается основной недостаток ВФШ?
13. Почему винты с изменяемым на земле шагом относят к ВФШ?

34. Винты изменяемого шага

Винтами изменяемого шага (ВИШ) называют винты, у которых во время работы винта можно повернуть лопасти вокруг их продольной оси и изменить этим угол установки лопастей и геометрический шаг винта.

ВИШ предназначаются для того, чтобы при любом режиме полета снимать с мотора необходимую для движения мощность с наибольшим к. п. д. винта. ВИШ могут быть двух типов: с установкой лопастей только в двух положениях, так называемые двухшаговые ВИШ и ВИШ-автоматы, у которых лопасти могут быть установлены в определенном диапазоне под любым углом наклона.

Примером двухшагового ВИШ является ВИШ-2, конструкция которого была рассмотрена ранее. Изменение шага этого винта при работающем двигателе достигается поворотом лопастей во втулке винта — давлением масла или центробежными силами противовесов (см. фиг. 147).

Рассмотрим, каким образом должны быть установлены лопасти ВИШ для того, чтобы получить одинаковые изменения мощности, потребной для вращения винта и эффективной мощности двигателя.

Принцип работы ВИШ сводится к следующему. Для совпадения воздушной нагрузки с эффективной мощностью двигателя необходимо, чтобы при определенной мощности N_e силы Q лопастей (см. фиг. 237) давали определенный момент $2Qr$, который и должен быть уравновешен двигателем. Так как величина сил Q зависит от углов атаки элементов лопастей, можно сделать вывод, что при постоянной мощности N_e углы атаки лопастей также должны быть постоянными, независимо от числа оборотов винта и скорости полета (высоту полета считаем неизменной).

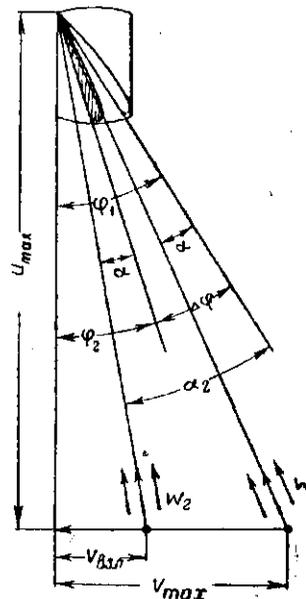
На фиг. 308 изображен винт, подобранный для максимальной скорости горизонтального полета; элемент лопасти (не заштрихован) данного винта расположен относительно плоскости вращения под большим углом наклона ϵ_1 . Угол ϵ_1 выбран с тем расчетом, чтобы при V_{max} горизонтального полета и максимальных числах оборота винта мощность, потребная для вращения винта, равнялась максимальной мощности N_e двигателя. Для этого угол атаки α элементов лопасти и силы Q винта должны иметь определенное значение. Так как винт подобран для V_{max} , угол атаки α элемента винта будет равен или близок $\alpha_{пр}$, при котором к. п. д. винта имеет наибольшее значение.

При взлете или подъеме, при том же числе оборотов двигателя, но с новой скоростью $V_{под}$ угол наклона лопасти ϵ_1 у винта фиксированного шага не изменяется. Тогда новая суммарная скорость W_2 составит с хордой элемента лопасти, другой, больший, чем α , угол атаки α_2 , при котором увеличится мощность, потребная для вращения винта (винт стал тяжелее).

Очевидно, для сохранения мощности $N_{пр}$ постоянной, нужно оставить неизменным первоначальный угол атаки α . Этого можно достигнуть поворотом лопасти на угол $\Delta\varphi$ таким образом, чтобы угол наклона уменьшился до значения ϵ_2 , при котором новая суммарная скорость W_2 составит с хордой элемента в новом положении (где он заштрихован) прежний угол атаки. Тогда и при взлетной скорости мощность, потребная для вращения винта, останется равной максимальной мощности N_e .

Отсюда можно сделать вывод, что для сохранения максимального к. п. д. винта при изменении скорости от V_{max} до скорости подъема (или взлета) угол наклона лопастей ВИШ нужно уменьшать, поворачивая ребро атаки лопасти назад, против направления полета.

Рассуждая таким же образом, можно сделать вывод, что при переходе от режима подъема или взлета к V_{max} горизонтального



Фиг. 308. Принцип работы винтов изменяемого шага

полета угол наклона φ следует увеличивать, поворачивая ребро атаки лопасти вперед, по направлению полета.

Двухшаговые винты изменяемого шага допускают установку лопастей только в двух крайних положениях: на большой угол наклона — для полета на максимальной скорости и на малый угол — для подъема, взлета и посадки. Они применяются чаще ВФШ, но не обеспечивают полного использования мощности мотора на всех режимах полета, при любом положении сектора газа, полностью загружая двигатель лишь на V_{\max} и $V_{\text{пал}}$. Такое изменение положения лопастей обеспечивают лишь ВИШ-автоматы с регулятором постоянного числа оборотов. Винты этого типа позволяют использовать преимущества двухшаговых ВИШ не только на двух, но и на многих скоростях полета, в пределах диапазона углов наклона $\varphi_1 - \varphi_2 = 20 \div 35^\circ$.

ВИШ-автоматы автоматически поддерживают постоянное, заданное летчиком число оборотов двигателя и винта независимо от режима полета и положения сектора газа двигателя.

Примером ВИШ-автомата служат винты ВИШ-22 и ВИШ-61, изображенные на фиг. 148 и 152, и ряд других винтов.

Рассмотрим схему работы деталей ВИШ-61 во время поворота лопастей в случаях:

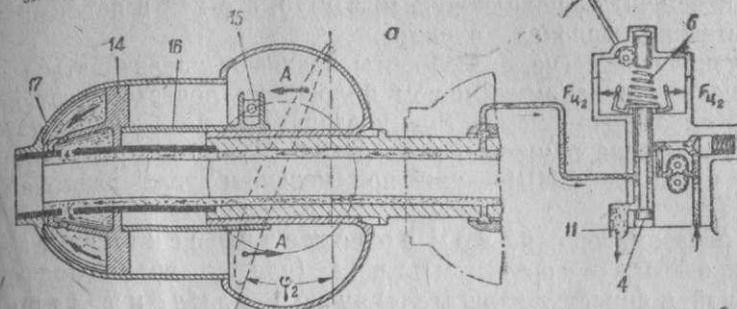
1) когда поводок 13 (фиг. 309) управления регулятором неподвижен, а изменяется режим полета — число оборотов винта, скорость или высота полета; при этом регулятор автоматически поддерживает постоянные обороты;

2) когда летчик изменяет натяжение пружины 6 регулятора; при этом регулятор изменяет число оборотов винта.

Работа регулятора постоянных оборотов (РПО). При некотором заданном установившемся режиме работы винта, при так называемых равновесных оборотах винта сила сжатия пружины 6 (фиг. 309, б) равна центробежным силам $F_{ц}$ грузиков 5, верхний поршень 3 золотника перекрывает канал от помпы 1 регулятора к цилиндру 17, а нижний поршень 4 перекрывает выход масла из цилиндра в сливную магистраль 11. Таким путем давление масла удерживает поршень 14 в определенном положении, сохраняя нужный угол φ наклона лопастей. Помпа работает вхолостую, пропуская масло по каналу 12 через редукционный клапан 9 обратно в нагнетающую магистраль двигателя.

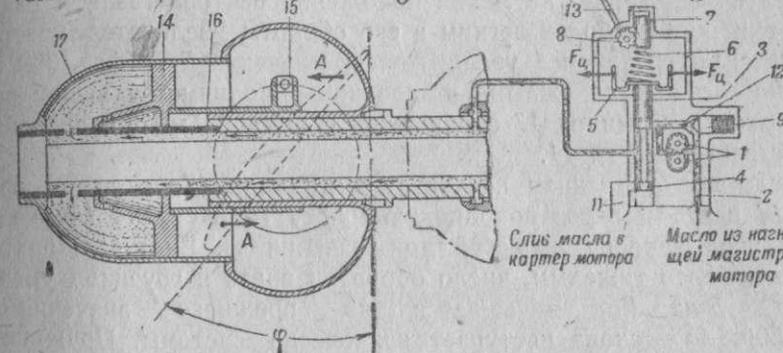
Допустим, что летчик, не трогая сектора управления регулятором, уменьшил сектором газа число оборотов мотора или это произошло под влиянием каких-либо других причин, в результате которых винт стал более тяжелым (например самолет перевели с горизонтального полета на подъем, не меняя положения сектора газа). Тогда уменьшится число оборотов винта и грузиков, центробежные силы окажутся равными $F_{ц2}$ (фиг. 309, а). Натяжение пружины 6 преодолет уменьшенные силы $F_{ц2}$, пружина разожмется и опустит поршень 4 вниз; масло из цилиндра 17 выйдет по сливному каналу 11 в картер двигателя. Лопастей винта, не удерживаемые больше давлением масла, под влиянием центробежных сил А поворачиваются, уменьшая угол наклона до значения φ_2 .

Уменьшение угла наклона лопасти



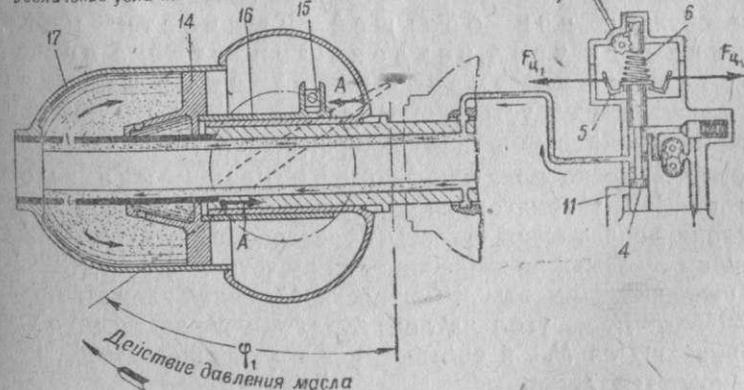
Действие момента от центробежных сил

Равновесные обороты



Слив масла в картер мотора
Масло из нагнетающей магистрали мотора

Увеличение угла наклона лопасти



Действие давления масла

Фиг. 309. Схема работы ВИШ-61 с регулятором Р-7:

1 — помпа регулятора; 2 — канал от нагнетающей магистрали двигателя; 3 — верхний поршень золотника; 4 — нижний поршень золотника; 5 — центробежные грузики; 6 — пружина; 7 — червячная рейка; 8 — шестерня; 9 — редукционный клапан; 10 — тяга управления регулятором; 11 — сливной канал в картер двигателя; 12 — канал от помпы к редукционному клапану; 13 — поводок; 14 — поршень; 15 — сухарь пальца втушки помпы; 16 — поводковая муфта; 17 — цилиндр

Вращаясь вокруг своей продольной оси, лопасти с помощью сухаря 15 перемещают поводковую муфту 16, а с ней и поршень 14 вперед, вытесняя масло из цилиндра.

Винт становится легче, его обороты начинают увеличиваться до тех пор, пока при каком-то новом положении лопастей наступит равновесие системы — силы $F_{пв}$ увеличатся до значения $F_{пг}$, уравняют натяжение пружины, и золотник снова перекроет выход масла из цилиндра ВИШ — уже при меньшем угле наклона φ_2 лопастей.

Таким образом, при новом положении сектора газа и меньшей мощности мотора (или во время подъема с неизменной мощностью двигателя) угол наклона лопастей уменьшится, а обороты винта останутся неизменными, равными ранее заданным.

В случае если летчик увеличит сектором газа число оборотов мотора сверх заданного (или переведет самолет на снижение, не меняя положения сектора газа), в связи с чем винт станет более легким и его обороты увеличатся, центробежные силы грузиков 5 увеличатся до значения $F_{пг}$ (фиг. 309, а), пружина 6 окажется сжатой, а золотник 4 поднимется вверх; при этом полость цилиндра 17 сообщается с помпой 1 и одновременно перекрывается канал 11.

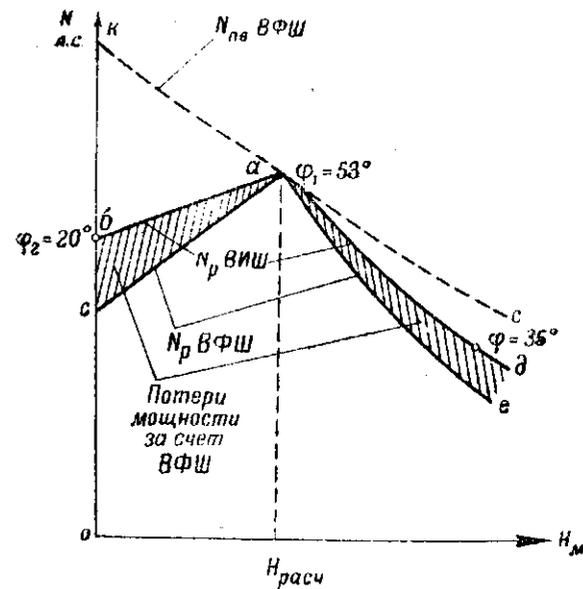
Масло под давлением поступает в цилиндр 17, отводит поршень 14 назад и через поводковую муфту 16 и сухарь 15 увеличивает угол наклона лопастей до значения φ_2 . Винт становится при этом более тяжелым, число оборотов винта и грузиков уменьшается, сила $F_{пг}$ уменьшается до прежнего значения $F_{пг}$ (фиг. 309, б) — снова наступает равновесие системы. Пружина 6 разожмется, опустит золотник 4 вниз и перекроет доступ масла из помпы в цилиндр; это произойдет при заранее заданных оборотах винта, зависящих только от натяжения пружины регулятора.

Таким образом, при большей мощности мотора увеличивается угол наклона лопастей, а его обороты остаются неизменными, равными заданным. Благодаря регулятору устраняется также опасность раскрутки винта при переводе самолета в пикирование.

Аналогично можно показать, что при изменении высоты полета с ВИШ-автоматом, установленном на высотном моторе, угол наклона до расчетной высоты будет постепенно увеличиваться от значения φ_2 у земли до значения φ_1 на расчетной высоте (фиг. 310); по мере увеличения высоты и мощности N_0 винт будет становиться тяжелее. После $N_{расч}$ угол наклона будет так же постепенно уменьшаться; уменьшится $N_{пв}$ в соответствии с уменьшением N_0 , и винт будет становиться легче.

Таким путем устраняется то расхождение в законах изменения $N_{пв}$ и N_0 , которое мы видели выше (см. фиг. 304).

На кривых фиг. 310 проставлены примерные значения углов наклона лопастей, необходимых для более полного использования мощности N_0 .



Фиг. 310. Высотная характеристика винтомоторной группы с ВФШ и ВИШ-автоматом

Работа регулятора постоянства числа оборотов при изменении числа оборотов. Если летчику понадобится увеличить число оборотов винта, можно, не меняя положения сектора газа, рычагом 13 увеличить натяжение пружины 6. Тогда червячная рейка 7, пружина 6 и золотник 4 опустятся вниз, масло из цилиндра ВИШ получит выход в картер мотора (фиг. 309, а) и под действием центробежных сил угол наклона лопастей станет меньше; винт будет легче, а его обороты больше.

В результате при той же мощности мотора и увеличении натяжения пружины обороты винта увеличатся. При уменьшении натяжения пружины золотник поднимется и откроет доступ масла из помпы в цилиндр винта (фиг. 309, в); угол наклона лопасти увеличится, винт станет тяжелее, а его обороты меньше.

Таким образом, регулятор дает возможность летчику установить необходимое число оборотов винта независимо от положения дросселя мотора (не меняя положения сектора газа). Так, например, при полностью открытом дросселе и регуляторе, установленном на малый шаг, мотор разовьет максимальное число оборотов; если, не трогая дросселя, установить регулятор на большой шаг, число оборотов мотора значительно снизится.

Перед разбегом регулятор устанавливают на малый шаг, чтобы получить максимальное число оборотов мотора и снять с него большую мощность, перед посадкой — также на малый шаг, чтобы в случае необходимости ухода на второй круг можно было лучше

набирать высоту. Регулятор можно устанавливать на любое необходимое число оборотов, которое будет поддерживаться автоматически.

Необходимо иметь в виду особенность пробы мотора на земле, если на нем установлен ВИШ-автомат с РПО. Проверять работу двигателя на разных оборотах нужно путем изменения положения сектора газа совместно с сектором управления РПО, так как при любом положении сектора газа число оборотов винта (и мотора) изменить не удастся, если не трогать сектор управления регулятором.

Проверяя переход ВИШ-автомата с малого шага на большой, следует помнить, что ВИШ-61, у которого этот переход производится давлением масла, имеет при этом некоторое запаздывание, равное примерно 3—6 сек.; наоборот, при переводе с большого шага на малый под действием центробежных сил лопастей запаздывание увеличивается до 15—18 сек. Поэтому при резкой даче газа на земле возможно некоторое увеличение оборотов винта до тех пор, пока сработают детали ВИШ-автомата; аналогично при резком закрытии дроссельной заслонки карбюратора возможно временное падение оборотов винта, так как лопасти ВИШ станут легче с некоторым опозданием, величина которого зависит от конструкции ВИШ. Аналогичное явление наблюдается и в полете при резкой даче газа или резком переводе самолета с одного режима полета на другой (при переводе в пикирование — временная раскрутка винта, при переводе на подъем — временное падение оборотов).

Все сказанное выше о работе регулятора ВИШ-автомата правильно только в пределах того диапазона углов наклона $\varphi_1 - \varphi_2$, на который рассчитана конструкция винта. Когда лопасти займут любое из этих крайних положений (максимальный угол наклона φ_1 или минимальный φ_2), винт превращается в ВФШ и все его преимущества теряются.

Преимущества и недостатки ВИШ. Основные преимущества ВИШ следующие:

1. Можно добиться большего совпадения законов изменения мощностей винта и двигателя с изменением числа оборотов. Это сократит потери мощности за счет различного изменения N_0 и $N_{\text{вв}}$ с изменением оборотов и увеличит располагаемую мощность ВМГ.

На фиг. 310 изображено соотношение мощностей ВФШ и ВИШ-автомата. Кривая *сае* дает представление об изменении располагаемой мощности ВМГ с ВФШ. Кривая *кас* показывает, как изменяется мощность, потребная для вращения ВФШ. Кривой *бад* показано изменение эффективной мощности двигателя с ВИШ и располагаемой мощности ВМГ, отличающейся от N_0 за счет к. п. д. винта.

Одновременно кривая *бад* с некоторой неточностью показывает изменение мощности, потребной для вращения винта изменяемого шага. Бóльшее совпадение законов изменения мощностей $N_{\text{вв}}$ и N_0 при ВИШ достигнуто благодаря установке лопастей винта под

нужными углами наклона и изменению мощности $N_{\text{вв}}$ в соответствии с изменением мощности N_0 .

Однако необходимо отметить, что полного совпадения мощности $N_{\text{вв}}$, необходимой для вращения ВИШ, с эффективной мощностью N_0 двигателя только поворотом лопастей винта добиться невозможно; поворотом лопастей винта можно изменять мощность $N_{\text{вв}}$ лишь таким образом, что кривая $N_{\text{вв}}$ довольно близко подойдет к кривой изменения мощности N_0 , но не совпадет с ней.

Для более полного совпадения кривых $N_{\text{вв}}$ и N_0 в различных случаях полета необходимы винты с изменяющимися во время работы диаметром и шириной лопастей. Попытки к созданию таких винтов имеются уже в настоящее время.

2. Можно снять с двигателя его наибольшую мощность на любых режимах и любых высотах полета, а не только в одних определенных условиях, как с ВФШ, и иметь при этом бóльший к. п. д.

3. У двигателя с ВФШ наиболее благоприятный режим работы может быть установлен только с помощью дросселя, путем изменения числа оборотов. Имея ВИШ, летчик может регулировать режим работы двигателя не только дросселем, но и поворотом лопастей винта с помощью РПО.

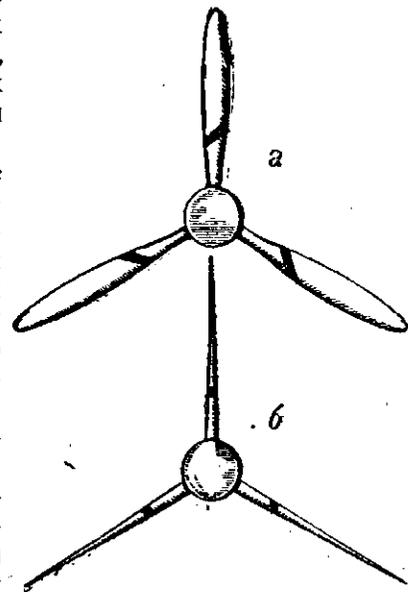
4. ВФШ, поставленный на высотный двигатель с нагнетателем, не только сильно снизит эффективную мощность при взлете и подъеме, но уменьшит при этом и к. п. д. винта. В результате потери на взлете у скоростных винтов могут дойти до 30—40% от мощности двигателя. ВИШ-автоматы

устраняют эти потери мощности на взлете, что особенно ценно.

5. Лопасти ВИШ в случае остановки одного из двигателей многомоторного самолета можно повернуть параллельно потоку воздуха, что уменьшит их лобовое сопротивление и стремление самолета к развороту. Такие винты уже применяются в настоящее время.

На фиг. 311, *а* показан такой ВИШ, у которого лопасти установлены для нормального полета; на фиг. 311, *б* лопасти того же винта установлены под углом наклона $\varphi \approx 90^\circ$, при котором их лобовое сопротивление минимально.

6. Можно сделать ВИШ реверсивным, т. е. дающим отрицательную тягу, которую винт обычно получает только при больших скоростях пикирования.



Фиг. 311. Возможные положения лопастей ВИШ

Реверсивный винт при достаточной скорости поворота лопастей дает возможность производить посадку на площадку малых размеров путем установки лопастей на малый угол наклона после приземления самолета. Пользуясь реверсивным винтом, можно также уменьшать скорость движения во время бомбометания с пикирования, если конструкция винта позволяет с достаточно большой скоростью выполнить перестановку лопасти винта на малый угол наклона.

Вообще следует сказать, что преимущества ВИШ растут с увеличением диапазона скоростей, на которых самолету приходится летать, и высотности установленных на нем двигателей; в этих случаях диапазон изменения углов наклона лопастей также должен увеличиваться. Особо важны ВИШ для высотных полетов в стратосфере.

Винты автоматического действия, давая все преимущества ВИШ, разгружают одновременно летчика от дополнительной работы в полете по управлению шагом винта.

Кроме того, ВИШ с регулятором постоянного числа оборотов имеют следующие преимущества:

а) при фигурных полетах, пикировании под большими углами и во время воздушного боя летчик может не опасаться раскрутки винта и не трогать сектора газа (в пределах углов наклона лопастей, допускаемых конструкцией винта);

б) при полете на большей высоте летчику остается только изменить положение сектора газа; соответственно изменится и угол наклона лопастей, а обороты винта останутся постоянными;

в) на многомоторных самолетах можно синхронизировать (согласовать, сделать одинаковыми) числа оборотов всех двигателей, обороты и силу тяги винтов;

г) установив одинаковое число оборотов разных двигателей, можно переводить самолет на другой режим полета (подъем, вираж), и синхронность оборотов не нарушится.

К недостаткам ВИШ относится то, что при повороте всей лопасти винта на одинаковый угол α (см. фиг. 308) теоретический шаг и углы атаки в разных сечениях винта изменяются не одинаково: больше на концах лопастей и меньше у втулки. Распределение шага вдоль лопасти в этом случае не будет самым выгодным, так как не все элементы винта будут работать при нужных углах атаки. Для этого нужны винты с переменными диаметром и шириной лопастей.

Другой недостаток ВИШ — сложность конструкции и сравнительно большой вес, доходящий до 15—20% веса двигателя.

Эти недостатки ВИШ окупаются их преимуществами, что и объясняет применение ВИШ на подавляющем большинстве современных военных самолетов.

Результаты применения ВИШ. Очевидно, применение ВИШ должно было сказаться на летных свойствах самолета. Конкретные результаты замены ВФШ винтами изменяемого шага сводятся к следующему:

1. Благодаря увеличению мощности N_p ВМГ при взлете уменьшаются длина и время разбега примерно на 20%. Кроме того, самолеты, имеющие ВИШ, могут при тех же двигателях взлетать с большим на 10—15% полетным весом.

2. Благодаря большим избыточным мощностям улучшается скороподъемность до 30%; у высотных двигателей это преимущество еще больше.

3. Благодаря большим избыточным мощностям увеличивается потолок самолетов на 1 000—1 500 м (на 10—15%) при полетах в тропосфере.

Можно привести такие цифры. Двухмоторный самолет с одним установившимся двигателем при полетном весе в 5 750 кг с ВФШ мог подняться только на 2 000 м. Тот же самолет, но с ВИШ и весом в 5 950 кг, также с одним двигателем, поднялся на 4 000 м. С увеличенным весом потолок вырос за счет ВИШ на 100%.

Что касается полетов в стратосфере, то без ВИШ они, конечно, и не мыслятся.

4. Максимальные скорости горизонтального полета на расчетной высоте остаются такими же, как с ВФШ, так как ВФШ подбирают для полета обычно с v_{max} . Зато на высотах меньших или больших расчетной, особенно при наличии двигателя с нагнетателем, максимальные скорости горизонтального полета будут намного больше, чем с ВФШ.

5. Благодаря более равномерной загрузке мотора винтом работа двигателя улучшается, вследствие чего уменьшается расход топлива на 1 км пути и увеличивается дальность полета до 20%.

Таким образом, ВИШ намного улучшают основные летные свойства самолетов.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какие типы ВИШ вы знаете?
2. В чем заключается принцип работы ВИШ?
3. Какой угол наклона должны иметь лопасти ВИШ при полете с большой скоростью? С малой?
В чем преимущества двухшагового ВИШ перед ВФШ?
Для чего служат ВИШ-автоматы? В чем их преимущество перед двухшаговым ВИШ?
Расскажите, пользуясь фиг. 309, о работе РПО при увеличении числа оборотов мотора сектором газа (при уменьшении оборотов).
4. Расскажите, пользуясь фиг. 151, о работе РПО при увеличении числа оборотов мотора сектором газа. В чем основное отличие от ВИШ-61?
Как необходимо изменять угол наклона лопастей, если самолет перешел на снижение? На подъем? (обороты должны оставаться постоянными).
5. Как необходимо изменять угол наклона при подъеме на высоту с высотным двигателем? С невысоким?
6. Расскажите о работе РПО при изменении натяжения пружины.
7. Когда ВИШ-автомат превращается в ВФШ?
8. Поясните преимущества ВИШ при изменении оборотов, скорости и высоты полета.
Могут ли ВИШ полностью удовлетворить предъявляемым к ним требованиям?
Укажите недостатки ВИШ.
Подтвердите примерами выгоды применения ВИШ.

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ
РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ
САМОЛЕТА

Глава VIII
ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

35. Определение положения центра тяжести

Центром тяжести самолета называют точку приложения равнодействующей сил веса всех частей самолета.

Положение центра тяжести самолета, особенно вдоль продольной оси X , должно быть известно с очень большой точностью, не меньшей, чем 0,2—0,3% полной длины самолета. Нужно тщательно следить за размещением грузов в самолете и ни в коем случае не нарушать имеющихся на этот счет указаний.

Определение положения центра тяжести взвешиванием

Для того чтобы найти положение центра тяжести самолета, нужно иметь рулетку и трое весов (под оба колеса и костыль). Взвешивание производится обычно 2 раза. Первый раз самолет взвешивают в положении, соответствующем стоянке на земле (фиг. 312, а). Самолет должен быть полностью загружен, как для полета (экипаж, топливо, бомбы и т. д.).

Измерив расстояние L_1 между опорами от оси колес до костыля, уравнивают весы. При этом получают вес G_1 — суммарный вес обоих колес и g_1 — вес под костылем. По правилу рычага, центр тяжести самолета должен находиться где-то на вертикали $I-I$, отстоящей от оси колес на расстоянии x_1 , определяемом соотношением

$$\frac{G_1}{g_1} = \frac{L_1 - x_1}{x_1}$$

откуда

$$\begin{aligned} G_1 x_1 &= g_1 L_1 - g_1 x_1; \\ G_1 x_1 + g_1 x_1 &= g_1 L_1; \\ (G_1 + g_1) x_1 &= g_1 L_1 \end{aligned}$$

и окончательно:

$$x_1 = \frac{g_1 L_1}{G_1 + g_1} = \frac{g_1 L_1}{G} \quad (52)$$

где G — полный вес самолета, равный $G_1 + g_1$, кг;
 x_1 — расстояние от центра тяжести самолета до оси колес, м.

Прочертив вертикальную линию $I-I$ на чертеже самолета, ставим самолет в положение полета и взвешиваем его вторично. По той же формуле (52), но для нового положения самолета (фиг. 312, б) найдем значение x_2 :

$$x_2 = \frac{g_2 L_2}{G}$$

Очевидно, полный вес самолета не изменился и только веса G_2 и g_2 и расстояние L_2 будут другие. Проведя на чертеже новую вертикальную линию $II-II$, на которой также должен находиться центр тяжести самолета, отмечаем точку пересечения линий $I-I$ и $II-II$. Это и будет центр тяжести самолета, так как точка пересечения одновременно находится на обеих вертикалях. Этот способ очень удобен, потому что он дает положение центра тяжести как вдоль оси X , так и по высоте самолета.

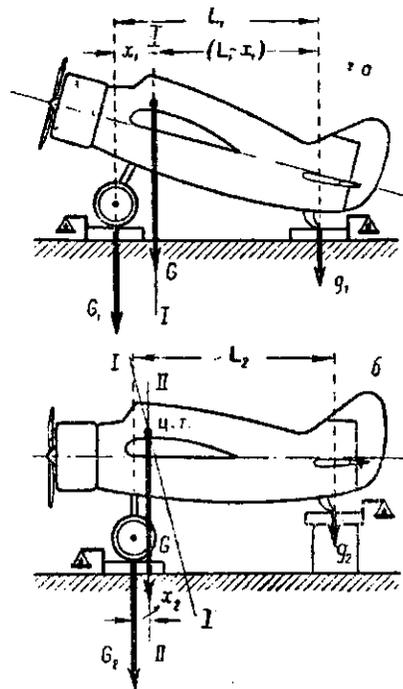
Для проверки можно поднять хвост самолета еще выше и проделать все в третий раз. Третья вертикаль должна пройти через ранее найденный центр тяжести, что покажет правильность его определения.

Интересно отметить, что можно найти положение центра тяжести самолета с помощью только одних весов при том условии, что полный вес самолета заранее известен, что бывает довольно часто. Из второй дроби формулы (52) видно, что, зная полетный вес G , нужно найти лишь вес хвостовой части самолета g , а это можно определить с помощью одних весов.

Производить взвешивание и измерение расстояний L нужно возможно тщательнее, помня, что небольшая ошибка в определении положения центра тяжести может привести к тяжелым последствиям во время полета.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется центром тяжести самолета?
2. Как определяют положение центра тяжести самолета?
3. Сколько раз надо производить взвешивание самолета? Почему? В каком положении должен находиться самолет?
4. Как найти положение центра тяжести самолета с помощью одних весов?
5. Как проверить правильность определения центра тяжести самолета?



Фиг. 312. Нахождение положения центра тяжести самолета взвешиванием

36. Средняя аэродинамическая хорда

При рассмотрении вопросов равновесия, управляемости и устойчивости самолета возникает необходимость точно обозначить положение его центра тяжести, что даст возможность наглядно сравнивать летные свойства различных самолетов, предугадывать заранее их изменение и однообразно подходить к их оценке.

Наиболее удобно обозначать положение центра тяжести относительно крыльев самолета.

Так как крылья современных самолетов, во-первых, имеют самую разнообразную форму в профиле и плане, во-вторых, хорды крыльев имеют переменную величину и, наконец, профили даже одного и того же крыла в большинстве случаев неодинаковы, — принято условно заменять настоящие крылья любой формы в плане воображаемым крылом прямоугольной формы, имеющим постоянный профиль. Такое крыло называют эквивалентным (равноценным). Эта условная замена дает возможность сравнивать самолеты с различными крыльями по положению их центра тяжести.

Расположение центра тяжести самолета указывается обычно по отношению к хорде воображаемого эквивалентного крыла прямоугольного очертания в плане.

К эквивалентному крылу предъявляются следующие требования:

1. Несущая поверхность S эквивалентного крыла и его удлинение l не должны отличаться от площади и удлинения исходных крыльев.

2. Моменты эквивалентного крыла относительно поперечной оси Z при расположении его на самолете должны равняться действительным моментам исходных крыльев.

Итак, эквивалентным крылом называется прямоугольное крыло моноплана с определенной площадью и удлинением, которое, при соответствующем расположении его на самолете, дает в пределах плавного обтекания такой же момент вокруг поперечной оси Z , как и исходное крыло.

Хорда такого эквивалентного прямоугольного крыла по размаху не изменяется, поэтому ее условились принимать за среднюю аэродинамическую хорду крыла $b_{САХ}$, а положение центра тяжести указывать по ней.

Средняя аэродинамическая хорда моноплана

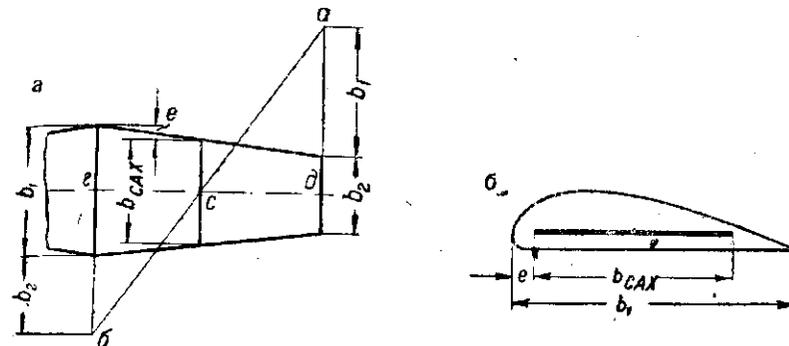
Средней аэродинамической хордой $b_{САХ}$ моноплана (полуплана или биплана) с любым очертанием крыльев в плане называют хорду эквивалентного моноплана с прямоугольным крылом. По ней указывается положение центра тяжести самолета; эту хорду обозначают сокращенно САХ.

В практике работы в частях определять САХ не приходится, так как в описании каждого самолета всегда указывается ее величина и точное положение относительно корневой хорды крыла или

орды разбега крыла у центроплана. Поэтому нужно только уметь найти, правильно прочесть и ясно представить себе физический смысл средней аэродинамической хорды.

Пусть дано трапецевидное крыло с постоянным профилем по размаху (фиг. 313, а). Требуется найти длину и положение $b_{САХ}$ этого крыла.

Продолжив вверх линию крайней хорды b_2 , отложим на ней величину b_1 хорды крыла в плоскости симметрии (получим точку a).



Фиг. 313. Определение величины и положения средней аэродинамической хорды моноплана

Продолжив линию хорды b_1 вниз, отложим на ее продолжении хорду b_2 (получим точку b). Соединим точки a и b прямой. Прямая ab пересекает среднюю линию крыла gd в точке c . Хорда крыла в точке c и будет САХ моноплана как по величине, так и по положению. На фиг. 313, б показано положение САХ на боковой проекции крыла. Примерно так же обозначается ее положение в описаниях самолетов. Величина e' показывает расстояние от передней кромки САХ до ребра атаки крыла в плоскости симметрии самолета или по корневому сечению (на стыке крыла и фюзеляжа).

Величину САХ крыла моноплана приближенно находят, пользуясь формулой

$$b_{САХ} = \frac{S}{l} \text{ м,} \quad (53)$$

где S и l — площадь и размах крыла.

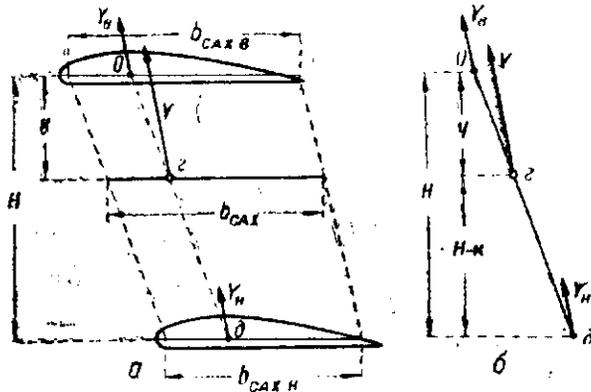
Средняя аэродинамическая хорда биплана

Основное требование к средней хорде биплана заключается в том, чтобы момент эквивалентного крыла относительно оси Z на всех углах атаки был такой же, как и у исходного биплана.

Среднюю хорду биплана определяют следующим образом (фиг. 314, а). Предварительно находят величину и положение САХ отдельно верхнего ($b_{САХ,в}$) и нижнего ($b_{САХ,н}$) крыльев, отстоящих одно от другого на расстоянии H . Затем соединяют передние и

задние кромки найденных средних хорд. Средняя хорда биплана параллельна средним хордам обоих крыльев и по длине ограничивается проведенными пунктирными линиями.

Найдем положение средней хорды биплана по высоте. Для этого нужно найти точку приложения подъемной силы Y всего биплана, развиваемой эквивалентным крылом. На фиг. 314, б видно, что мы имеем здесь как бы рычаг od , на концах которого действуют подъемные силы верхнего Y_v и нижнего Y_n крыльев. Их равнодействующая Y , равная сумме $Y_v + Y_n$, расположена ближе к большей



Фиг. 314. Определение величины и положения средней аэродинамической хорды биплана

силе Y в точке g , которая разбивает отрезок od на части, обратно пропорциональные силам Y_v и Y_n . Заменяв отношение отрезков $\frac{gd}{og}$

равным отношением отрезков $\frac{H-K}{K}$, получим:

$$\frac{Y_v}{Y_n} = \frac{H-K}{K}$$

Отсюда находим величину K — расстояние от средней хорды всего биплана до средней хорды верхнего крыла:

$$\begin{aligned} KY_v &= HY_n - KY_n; \\ KY_v + KY_n &= HY_n; \\ K(Y_v + Y_n) &= HY_n. \end{aligned}$$

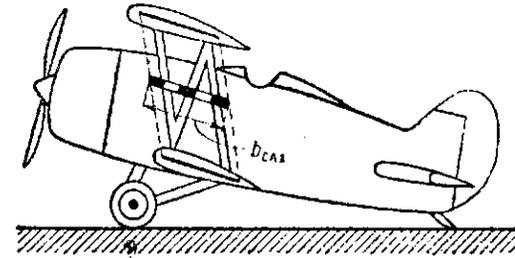
откуда

$$K = \frac{Y_n H}{Y_v + Y_n} \text{ м.} \quad (54)$$

Смысл такого определения положения $b_{САХ}$ заключается в том, что мы как бы находим крыло, которое развивало бы такую же подъемную силу, как и взятый биплан, и, давая одинаковый продольный момент, заменило бы таким образом крылья исходного биплана. При таком определении САХ биплана предполагается, что

профили и установочные углы верхнего и нижнего крыльев одинаковы. Несмотря на такую условность, результаты получаются с точностью, достаточной для практических целей. Положение найденной таким путем САХ биплана показано на фиг. 315.

Из изложенного следует, что САХ биплана является довольно условным понятием. Очевидно, нельзя заменить два крыла биплана одним крылом так, чтобы их площадь и удлинение были одинаковы, а $b_{САХ}$ имела промежуточное значение между средними хордами верхнего и нижнего крыльев. Однако, несмотря на условность такого понятия, к нему все же приходится прибегать,



Фиг. 315. Положение средней аэродинамической хорды биплана

так как это облегчает сравнение летных свойств бипланов между собой и сравнение бипланов и монопланов.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какое крыло называют эквивалентным? Чем вызвано введение этого понятия?
2. Что называется САХ? Для чего она необходима?
3. Как найти положение САХ моноплана с трапецевидным крылом?
4. Как найти САХ биплана?
5. В чем физический смысл нахождения САХ крыла?

37. Центровка самолета

Определение центровки моноплана и биплана

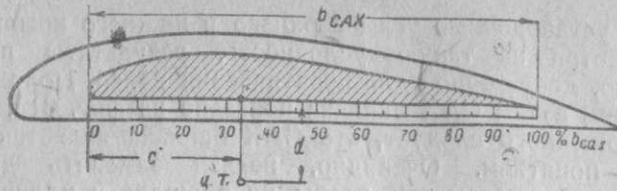
Если известно положение центра тяжести самолета и САХ его крыла, можно определить центровку самолета.

Центровкой самолета называется расстояние от его центра тяжести до ребра атаки САХ в процентах ее величины (фиг. 316).

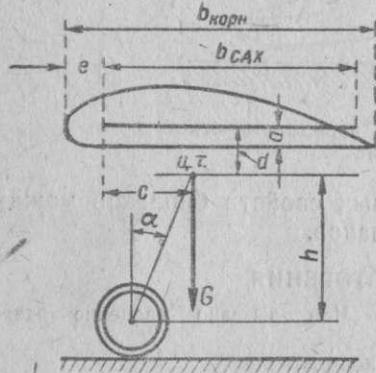
Расположение центра тяжести самолета относительно САХ указывают двумя отрезками: c — вдоль продольной оси X и d — вдоль вертикальной оси Y . При таких обозначениях центровку самолета согласно данному выше определению можно выразить так:

$$x = \frac{c}{b_{САХ}} 100\%; \quad y = \frac{d}{b_{САХ}} 100\%. \quad (55)$$

x и y — центровка продольная и по высоте в процентах САХ; c и d — расстояния от центра тяжести до САХ в миллиметрах.

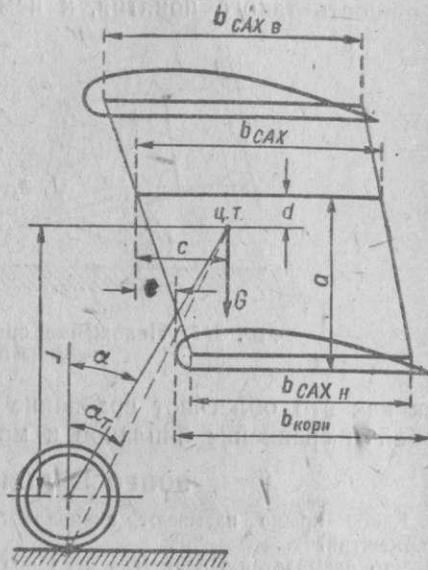


Фиг. 316. Центровка самолета



Фиг. 317. Схема центровки моноплана

Схема центровки моноплана в таком виде, как она дается обычно в описаниях самолетов, показана на фиг. 317. Положение $b_{САХ}$ указывается по корневой хорде крыла расстояниями e и a . Положение центра тяжести по высоте обычно указывается по отношению к какому-либо узлу на лонжероне центроплана или фюзеляжа и т. д. или по другой неподвижной детали самолета. Здесь же указан угол выноса шасси α — (угол между вертикалью и линией, соединяющей центр тяжести самолета с осью колеса (самолет в линии полета)). У большинства самолетов угол α колеблется в пределах $12-20^\circ$. Угол α называют противокapotажным углом, поскольку величина этого угла влияет на возможность капотирования самолета — опрокидывания его через нос при посадке. Чем больше угол α , тем меньше опасность капота самолета. У самолетов с тормозными колесами противокapotажный угол измеряют между вертикалью и линией, соединяющей центр тяжести самолета с точкой касания пневматиком земли. По фиг. 318 видно, что противокapotажный угол $\alpha_т$ для тормозных колес



Фиг. 318. Схема центровки биплана

меньше, чем угол α для нетормозного колеса; поэтому опасность капота самолета с тормозными колесами больше.

На фиг. 318 изображена обычная схема центровки биплана. Положение САХ в этом случае указывается по корневой хорде нижнего крыла расстояниями a и e . Все остальные обозначения те же, что и на фиг. 317.

Кроме того, на этих же схемах обычно указывается положение центра тяжести самолета при различных допускаемых вариантах нагрузки.

Продольная центровка самолета является наиболее важной. Ее величина на современных самолетах колеблется в пределах $25-30\%$, хотя у отдельных самолетов она может несколько выходить за эти пределы. В зависимости от своей числовой величины центровка делится на переднюю ($x = 25-28\%$), среднюю ($x = 28-32\%$) и заднюю (выше 32%). Эти цифры только примерные. Каждый тип самолета имеет свои пределы центровки, указываемые в инструкции по его эксплуатации. Продольная центровка самолета имеет большое значение для сохранения равновесия и устойчивости самолета; положение центра тяжести по высоте (вдоль вертикальной оси) играет меньшую роль.

Факторы, влияющие на центровку

Как видно из самого определения центровки, на нее влияют размещение грузов на самолете и положение САХ.

Размещение грузов на самолете может очень сильно изменить его центровку, сделав ее более передней или более задней.

Чтобы сделать центровку более передней, нужно положить новый груз впереди центра тяжести, снять какой-либо груз, расположенный сзади центра тяжести, или передвинуть груз вперед, к двигателю. Наоборот, более заднюю центровку можно получить, если положить груз сзади центра тяжести, снять его впереди центра тяжести или передвинуть какой-либо груз назад, к хвостовому оперению.

При размещении грузов нужно переменную нагрузку (бомбы, баки с топливом и т. д.) располагать вблизи центра тяжести. Тогда по мере расходования топлива или при сбрасывании бомб центровка самолета не изменится; следовательно, останутся неизменными и летные свойства самолета.

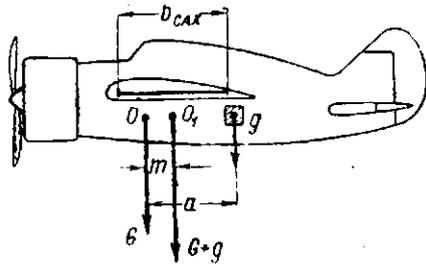
Способы пересчета центровки. Выведем формулу, при помощи которой можно находить новую центровку самолета в случае изменения его загрузки.

Первоначально центр тяжести самолета находился в точке O (фиг. 319), затем новый дополнительный груз g , положенный сзади центра тяжести на расстоянии a от него, сместил центр тяжести самолета назад на величину m , в точку O_1 .

Найдем изменение центровки Δx .

Очевидно, момент ga дополнительного груза g относительно точки O равен моменту $(G + g) m$ нового веса самолета относительно той же точки O , так как смещение центра тяжести m вызвано исключительно грузом g .

Таким образом



$$(G + g) m = ga,$$

откуда найдем, что

$$m = \frac{ga}{G + g} \text{ м.}$$

Фиг. 319. Пересчет изменившейся центровки самолета (новый груз положен сзади центра тяжести)

Найденное значение m показывает, на сколько метров груз g сместил центр тяжести самолета.

Чтобы найти изменение центровки Δx в процентах, нужно значение m отнести к длине средней аэродинамической хорды $b_{САХ}$ и умножить на 100. Тогда

$$\Delta x = \frac{m}{b_{САХ}} 100 = \frac{ga}{(G + g) b_{САХ}} 100.$$

Окончательно получим:

$$\Delta x = \frac{g}{G + g} \cdot \frac{a}{b_{САХ}} 100\%, \quad (56)$$

где Δx — изменение центровки, %;

G — первоначальный вес самолета, кг;

g — вес дополнительного груза, кг;

a — расстояние от дополнительного груза g до первоначального положения центра тяжести самолета, м;

$b_{САХ}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла, м.

Если с самолета снят какой-либо груз g (фиг. 320), изменение центровки найдем по аналогичной формуле

$$\Delta x = \frac{g}{G - g} \cdot \frac{a}{b_{САХ}} 100\%. \quad (57)$$

Фиг. 320. Пересчет изменившейся центровки самолета (снят груз впереди центра тяжести)

которая отличается от формулы (56) только величиной нового уменьшенного веса самолета, равной $G - g$.

Зная, на сколько процентов изменилась центровка самолета, легко найти новую его центровку.

Если в результате изменения нагрузки самолета его центровка становится более задней, ее находят по формуле

$$x_{\text{нов}} = x + \Delta x \%, \quad (58)$$

где $x_{\text{нов}}$ — новая центровка самолета, %;

x — старая центровка самолета, %;

Δx — изменение центровки, найденное по формулам (56) и (57), %.

Если в результате изменения нагрузки самолета его центровка становится более передней, новую центровку находят по формуле

$$x_{\text{нов}} = x - \Delta x \%, \quad (59)$$

ЗАДАЧИ

Задача 31

Дано: первоначальная центровка самолета $x = 30\%$, вес $G = 3000$ кг, $b_{САХ} = 1,5$ м. Самолет загружен дополнительным грузом $g = 100$ кг, помещенным сзади центра тяжести на расстоянии от него $a = 1,2$ м (см. фиг. 319). Определить новую центровку самолета.

По формуле (56) найдем:

$$\Delta x = \frac{100}{3000 + 100} \cdot \frac{1,2}{1,5} 100 = 2,58\%.$$

Тогда новая центровка самолета будет равна:

$$x_{\text{нов}} = x + \Delta x = 30 + 2,58 = 32,58\%.$$

Задача 32

Если снять такой же груз g , расположенный в том же месте, изменение центровки найдем по формуле (57).

При числовых значениях данных задачи 31 получим

$$\Delta x = \frac{100}{3000 - 100} \cdot \frac{1,2}{1,5} 100 = 2,76\%.$$

Новая центровка

$$x_{\text{нов}} = x - \Delta x = 30 - 2,76 = 27,24\%.$$

Задача 33

Найти изменившуюся центровку самолета при снятии груза, расположенного сзади центра тяжести для следующих условий: $G = 1200$ кг, $b_{САХ} = 1,1$ м, первоначальная центровка $x = 28\%$. Снят груз $g = 50$ кг; расстояние $a = 0,75$ м (фиг. 320).

Применив формулу (57), получим

$$\Delta x = \frac{50}{1200 - 50} \cdot \frac{0,75}{1,1} 100 = 2,96\%.$$

Так как центр тяжести сместится назад (в точку O_1), центровка самолета окажется более задней:

$$x_{\text{нов}} = x + \Delta x = 28 + 2,96 = 30,96 \approx 31\%.$$

Задача 34

Если такой же груз g положить в том месте, откуда он был только что снят, изменение центровки можно найти по формуле (56):

$$\Delta x = \frac{50}{1200 + 50} \cdot \frac{0,75}{1,1} 100 = 2,73\%.$$

По сравнению с первоначальной центровка окажется более передней в

$$x_{\text{нов}} = 28 - 2,73 = 25,27\%.$$

Более просто производить перерасчет центровки, пользуясь моментом, изменяющим центровку на 1%.

Моментом, изменяющим центровку на 1%, называют момент $M_{1\%}$, который при загрузке или разгрузке самолета перемещает его центр тяжести вперед или назад на 1% $b_{САХ}$.

Для вывода формулы $M_{1\%}$ используем уже известную нам формулу (56):

$$\Delta x = \frac{g a}{G + g} \cdot \frac{100}{b_{САХ}} \%$$

Задание определить величину момента $M_{1\%}$ означает, что необходимо найти такое значение произведения ga , чтобы величина Δx изменилась на 1%. Следовательно, значения дополнительного груза g и его расстояния a от центра тяжести должны измениться так, чтобы

$$ga = M_{1\%}$$

Тогда формулу (56) можно будет представить в другом виде:

$$\Delta x = \frac{M_{1\%}}{G + g} \cdot \frac{100}{b_{САХ}} = 1,$$

откуда найдем, что

$$M_{1\%} 100 = (G + g) b_{САХ},$$

$$M_{1\%} = \frac{G + g}{100} b_{САХ}.$$

Величина g по сравнению с весом G самолета обычно невелика, поэтому в большинстве случаев ею можно пренебречь. Тогда величину момента, изменяющего центровку на 1%, найдем по формуле

$$M_{1\%} = 0,01 G b_{САХ} \text{ кгм.} \quad (60)$$

Для определенного самолета величина $b_{САХ}$ является постоянной, а полетный вес G — или постоянным, или, во всяком случае, известным. Это дает возможность подсчитать и запомнить значения $M_{1\%}$ для разных случаев полетной нагрузки самолета. Очевидно, для постоянных значений G величина $M_{1\%}$ также будет постоянной.

Так, для самолета с полетным весом $G = 7660$ кг и $b_{САХ} = 2650$ мм

$$M_{1\%} = 0,01 G b_{САХ} = 0,01 \cdot 7660 \cdot 2,65 = 203 \text{ кгм.}$$

Таким образом, чтобы изменить на 1% САХ положение центра тяжести данного самолета, нужно загрузить его дополнительным моментом $M_{1\%} = 203$ кгм. При этом можно, имея заданную величину груза g , найти необходимую величину отрезка a (расстояние точки приложения груза от центра тяжести самолета), чтобы $\Delta x = 1\%$, для чего нужно воспользоваться формулой

$$a = \frac{M_{1\%}}{g} \text{ м.}$$

Наоборот, имея определенное расстояние a , можно найти груз g по формуле

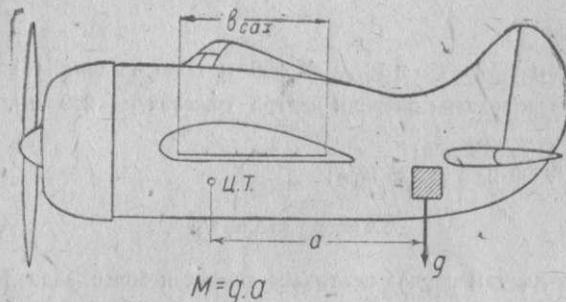
$$g = \frac{M_{1\%}}{a} \text{ кг,}$$

исходя из того же условия, что $\Delta x = 1\%$.

Однако на практике гораздо чаще встречаются случаи, когда какой-либо груз, положенный или снятый с самолета, изменяет центровку не на 1%, а на любую большую или меньшую величину. В этом случае расчет следует вести в такой последовательности.

1. Найти величину момента M , созданного грузом g любого веса, положенным на любом расстоянии a от центра тяжести (фиг. 321). Дополнительный момент будет равен

$$M = ga \text{ кгм.} \quad (61)$$



Фиг. 321. Момент, созданный грузом g любого веса

Кроме того, для ряда грузов в описаниях самолета дается значение дополнительного момента и его тогда можно не подсчитывать.

2. Найти значение $M_{1\%}$ для данного полетного веса.

3. Найти изменение центровки Δx в процентах.

Если для изменения центровки на 1% нужен момент $M_{1\%}$, то при загрузке самолета моментом M центровка изменится на величину

$$\Delta x = \frac{M}{M_{1\%}} \%. \quad (62)$$

4. Найти новую центровку $x_{нов}$, пользуясь формулами (58) или (59).

При подсчете значения $M_{1\%}$ по формуле (60) ответ получается с некоторой неточностью, так как вместо величины $(G + g)$ в знаменателе формулы (56) мы взяли только значение G . Такая неточность обычно не имеет практического значения. Однако, если груз g составляет значительную долю веса G , ошибка может оказаться очень большой и тогда ею пренебрегать нельзя.

В последнем случае в формулу (60) подставляют значения $G + g$ или $G - g$, в зависимости от того, добавлен или снят груз g . Формула (60) приобретает тогда вид

$$M_{1\%} = 0,01 (G + g) b_{САХ} \text{ кгм} \quad (63)$$

$$M_{1\%} = 0,01 (G - g) b_{САХ} \text{ кгм.} \quad (64)$$

или

ЗАДАЧИ

Задача 35

Найти новую центровку самолета с полетным весом 7570 кг, центровкой $x = 26\%$ и $b_{САХ} = 2650$ мм, если в фюзеляж положен новый груз весом 100 кг на расстоянии 1,5 м сзади центра тяжести.

Находим новый дополнительный момент:

$$M = ga = 100 \cdot 1,5 = 150 \text{ кгм.}$$

Находим $M_{1\%}$:

$$M_{1\%} = 0,01 \cdot 7570 \cdot 2,65 = 201 \text{ кгм.}$$

Находим Δx :

$$\Delta x = \frac{M}{M_{1\%}} = \frac{150}{201} = 0,75\%.$$

Находим $x_{\text{нов}}$:

$$x_{\text{нов}} = x + \Delta x = 26 + 0,75 = 26,75\%.$$

Задача 36

Самолет весом 8500 кг и $b_{САХ} = 2,65$ м сбросил бомбы весом 1500 кг, которые были расположены впереди центра тяжести на 250 мм. Найти $x_{\text{нов}}$, если $x = 26,7\%$.

$$M = 1500 \cdot 0,25 = 375 \text{ кгм;}$$

$$M_{1\%} = 0,01 \cdot 8500 \cdot 2,65 = 225 \text{ кгм;}$$

$$\Delta x = \frac{375}{225} = 1,66\%.$$

Очевидно, в данном случае центровка окажется более задней и равной

$$x_{\text{нов}} = 26,7 + 1,66 = 28,36\%.$$

Если найти значение $M_{1\%}$ по более точной формуле (64), то

$$M_{1\%} = 0,01 (G - g) b_{САХ} = 0,01 (8500 - 1500) \cdot 2,65 = 185,5 \text{ кгм.}$$

Тогда

$$\Delta x = \frac{375}{185,5} = 2,03\%, \text{ а } x_{\text{нов}} = 26,7 + 2,03 = 28,73\%.$$

Отсюда вывод, что при большом значении g (в данном случае значение g составляет 17,6% от величины G) неточность в подсчете $x_{\text{нов}}$ может оказаться недопустимой.

Задача 37

Самолет весом 5340 кг сбросил 600 кг бомб, расположенных сзади центра тяжести на 300 мм. Найти $x_{\text{нов}}$, если старая центровка $x = 29,4\%$, а $b_{САХ} = 2884$ мм.

$$M = 600 \cdot 0,3 = 180 \text{ кгм;}$$

$$M_{1\%} = 0,01 \cdot 5340 \cdot 2,884 = 154 \text{ кгм;}$$

$$\Delta x = \frac{180}{154} = 1,17\%;$$

$$x_{\text{нов}} = x - \Delta x = 29,4 - 1,17 = 28,23\%.$$

Приведенные примеры показывают порядок пересчета центровки при изменении полетного веса самолета, если груз снят с самолета или положен на него.

Рассмотрим случай пересчета центровки при неизменном полетном весе самолета — когда центровка изменяется за

счет перемещения груза g , ранее расположенного на самолете, вперед или назад.

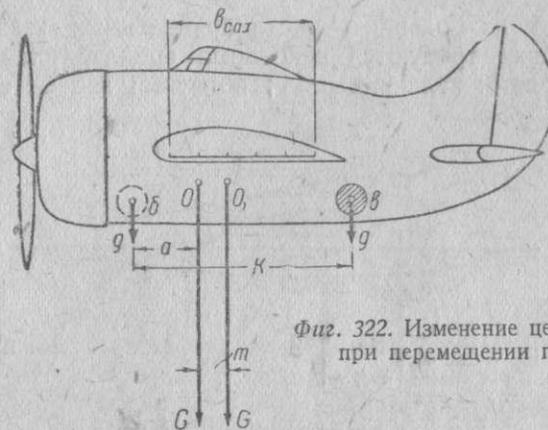
Пусть груз g , расположенный на самолете в точке b , перемещен на расстояние k назад, в точку β (фиг. 322). Очевидно, такое перемещение груза g создает момент $M = gk$, который сместит центр тяжести самолета на величину m назад, из точки O в точку O_1 . Поэтому

$$Gm = gk, \text{ а } m = \frac{gk}{G} \text{ м.}$$

Тогда

$$\Delta x = \frac{g}{G} \cdot \frac{k}{b_{САХ}} \cdot 100\%. \quad (65)$$

Формула (65) аналогична формуле (56) со следующей разницей:



Фиг. 322. Изменение центровки при перемещении груза

1) вместо расстояния a (фиг. 322), на котором груз g расположен от центра тяжести, взято расстояние k , на которое груз g перемещен назад;

2) вместо веса $G + g$ взят вес G , так как он фактически не изменяется.

Очевидно, порядок пересчета центровки не изменится.

1. Находят величину момента, изменяющего центровку, по формуле

$$M = gk \text{ кгм.} \quad (66)$$

Формула (66) аналогична формуле (60), так как обе они дают величину дополнительно появившегося момента и различаются лишь значениями расстояний a и k (фиг. 322).

2. Находят

$$M_{1\%}, \Delta x \text{ и } x_{\text{нов}}.$$

ЗАДАЧИ

Задача 38

Найти, насколько изменится центровка самолета весом 7570 кг и $b_{САХ} = 2,65$ м при убиении шасси назад, если вес подвижных деталей одной ноги

массы равен 135 кг, а расстояние k , на которое переместился центр тяжести подвижных деталей шасси при подъеме, равно 720 мм (Фиг. 323). Центровка самолета с выпущенным шасси $x = 25,05\%$.

Дополнительный момент

$$M = gk = 135 \cdot 0,75 = 97 \text{ кгм.}$$

Так как одновременно убираются обе ноги шасси, полный момент $M_{\text{шасси}}$ будет равен

$$M_{\text{шасси}} = 2M = 2 \cdot 97 = 194 \text{ кгм;}$$

$$M_{1\%} = 0,01 \cdot 7570 \cdot 2,65 \approx 201 \text{ кгм.}$$

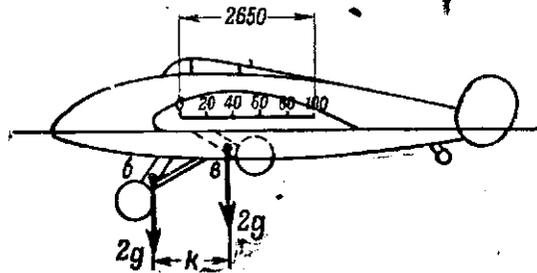
Тогда

$$\Delta x = \frac{M_{\text{шасси}}}{M_{1\%}} = \frac{194}{201} = 0,97\%,$$

и центровка самолета с убраным шасси будет

$$x_{\text{нов}} = x + \Delta x = 25,05 + 0,97 = 26,02\%.$$

Как видно из большого числа приведенных задач, для пересчета центровки требуются некоторые предварительные сведения о своем самолете: величина $b_{\text{САХ}}$; полетный вес G ; соответствующую



Фиг. 323. Изменение центровки самолета при подъеме шасси

щую ему центровку x . Эти данные найти нетрудно. Кроме того, требуется знать вес g нового или перемещенного груза и расстояния a или k .

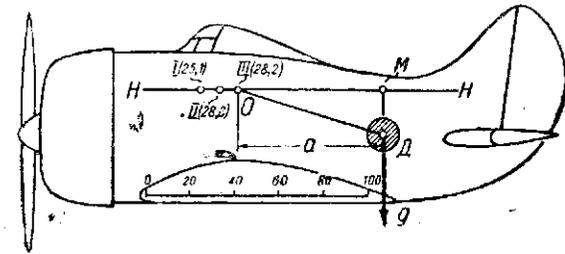
Величина g может быть найдена взвешиванием; расстояние k (фиг. 323) можно измерить непосредственно на самолете; для получения расстояния a необходимо знать первоначальное положение центра тяжести самолета при данном полетном весе G .

Можно нанести с этой целью на боковой поверхности фюзеляжа три-четыре контрольные точки (фиг. 324), показывающие положение центра тяжести самолета при основных вариантах его нагрузки, и здесь же указать значения центровки для этих вариантов. На новых самолетах контрольные точки лучше всего ставить на заводе; на самолетах, уже находящихся в эксплуатации, контрольные точки под руководством опытного технического состава можно поставить собственными силами, ориентируясь по описанию самолета и его центровочным чертежам.

Чтобы не допускать ошибок в определении расстояний a или k , следует нанести на фюзеляже контрольную линию HN , параллельную линии $b_{\text{САХ}}$ на центровочном чертеже, и все замеры величин a

или k производить не напрямик (например, отрезок OD), а по линии HN (в данном случае отрезок $OM = a$) или параллельно ей.

Если контрольные точки нельзя нанести на том месте, где они фактически должны находиться, так как этому мешает крыло или другая часть самолета, их нужно вынести точно по вертикали вверх или вниз, в наиболее удобное для замеров место, и там же показать контрольную линию. И в этом случае замеры нужно производить от той контрольной точки I , II или III , которая показывает положение центра тяжести при данном полетном весе самолета и по направлениям, параллельным линии HN . Очевидно, положение контрольных точек и черты HN должно быть нанесено как можно более тщательно и точно.



Фиг. 324. Порядок замера расстояний при пересчете центровки

Таким образом, можно в условиях эксплуатации быстро производить пересчет центровки самолета при изменении его нагрузки одним каким-либо грузом, для чего необходимо помнить и понимать четыре несложные формулы:

$$M_{1\%} = 0,01 G b_{\text{САХ}} \text{ кгм;} \quad (60)$$

$$M = ga \text{ кгм;} \quad (61)$$

$$\Delta x = \frac{M}{M_{1\%}} \%; \quad (62)$$

$$x_{\text{нов}} = x \pm \Delta x \%. \quad (58 \text{ и } 59)$$

Если момент ga имеет большое значение (при $g \geq 0,15 - 0,2G$), вместо формулы (60) следует пользоваться более точными формулами.

$$M_{1\%} = 0,01 (G \pm g) b_{\text{САХ}} \text{ кгм.} \quad (63 \text{ и } 64)$$

Если изменилось расположение груза на самолете при неизменном весе G , вместо формулы (61) следует пользоваться формулой

$$M = gk \text{ кгм.} \quad (66)$$

При одновременном загрузении самолета несколькими грузами необходимо вначале найти суммарный дополнительный момент всех грузов, учитывая величину и знак момента, создаваемого каждым грузом в отдельности, в зависимости от того, куда смещается центр тяжести.

При этом момент от грузов, создающих более заднюю центровку, берут со знаком плюс, момент от грузов, создающих центровку более переднюю, — со знаком минус.

Так, для случая, показанного на фиг. 325, когда на самолет положено два новых груза g и g_2 на расстояниях a и a_2 , снят груз g_1 на расстоянии a_1 и груз g_3 передвинут назад на расстояние k , суммарный дополнительный момент от всех грузов будет равен

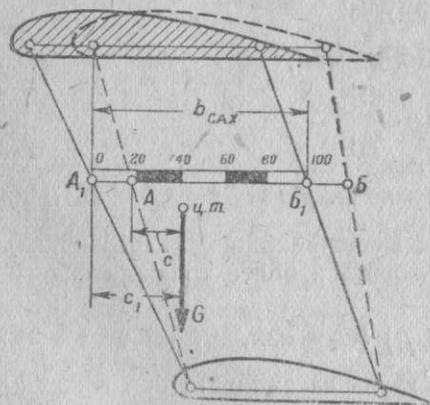
$$M = ga - g_1 a_1 - g_2 a_2 + g_3 k \text{ кгм.}$$

Найденное таким путем значение M делят на значение $M_{1\%}$ и получают величину Δx . Величину $M_{1\%}$ находят по формуле (60), подставляя в данном случае вместо значения веса G величину $G + g + g_2 - g_1$.

Фиг. 325. Пересчет центровки в случае загрузки самолета несколькими грузами

Если значение M получается со знаком плюс, величину Δx нужно прибавить к значению первоначальной центровки x , в противном случае — вычесть.

Положение крыла и средней аэродинамической хорды моноплана изменить практически невозможно. Что касается бипланов, то при их регулировке и сборке в случае неправильной установки центроплана и крыльев положение средней хорды может измениться, что отразится и на центровке самолета (фиг. 326).

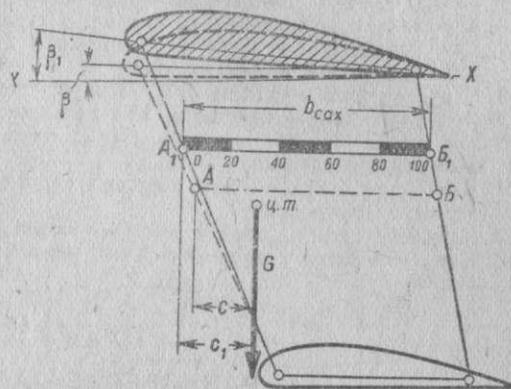


Фиг. 326. Влияние выноса крыльев биплана на его центровку

Если при сборке самолета вынос крыла был увеличен перемещением верхнего крыла вперед (новое положение крыла заштриховано), то вместе с ним переместится вперед и САХ из положения AB в положение A_1B_1 . Тогда величина c увеличится до значения c_1 , так как положение центра тяжести от перемещения верхнего крыла вперед практически не изменится. За счет увеличения расстояния c центровка станет более задней. То же самое произойдет при движении вперед нижнего крыла. Таким образом, при движении вперед одного или одновременно обоих крыльев биплана центровка самолета становится более

задней. Очевидно, при движении крыльев назад САХ также переместится назад, и центровка окажется более передней.

Кроме того, центровку можно нарушить при изменении установочного угла одного из крыльев. Допустим, что при сборке самолета вместо указанного в инструкции установочного угла β (фиг. 327) верхнего крыла между его хордой и продольной осью самолета X верхнее крыло будет установлено под большим углом β_1 (новое положение крыла заштриховано). Тогда в полете угол атаки и подъемная сила верхнего крыла будут больше, чем нижнего. Вследствие этого САХ расположится ближе к верхнему крылу, т. е. поднимется выше, и переместится вперед из положения AB в положение A_1B_1 . Тогда расстояние c от передней кромки САХ до центра тяжести также увеличится до величины c_1 , и центровка станет более задней.



Фиг. 327. Влияние установочного угла верхнего крыла биплана на центровку самолета

При уменьшении установочного угла верхнего крыла центровка биплана или полутораплана окажется более передней.

ЗАДАЧИ

Задача 39

Подсчитать новую центровку, если вес самолета $G = 4000$ кг, $b_{САХ} = 120$ см, старая центровка $x = 3,2\%$, а новый груз $g = 1500$ кг положен впереди центра тяжести на расстоянии $a = 0,5$ м.

Ответы: 30,44% по формуле (62) и 30,49% по формуле (56).

Задача 40

Найти новую центровку, если $G = 2500$ кг, $b_{САХ} = 1,1$ м, старая центровка $x = 31\%$ и снят груз $g = 100$ кг, который был расположен сзади центра тяжести на расстоянии $a = 1$ м.

Ответ: 27,25% по формуле (60) и 27,36% по формуле (56).

Задача 41

Определить новую центровку самолета с первоначальным полетным весом $G = 5000$ кг и $САХ = 2,6$ м, если с самолета был снят груз $g = 50$ кг на расстоянии $a = 1,1$ м впереди центра тяжести, положен новый груз $g_1 = 80$ кг на расстоянии $a_1 = 0,6$ м сзади центра тяжести и груз $g_2 = 45$ кг перемещен вперед на расстояние $k = 0,8$ м. Старая центровка $x = 26\%$. На какое расстояние k_1 нужно переместить груз g , чтобы центровка самолета с учетом всех изменений в его нагрузке осталась равной 26%? Каким должен быть груз g_2 , если его можно переместить вперед только на расстояние 1,5 м, а старая центровка должна остаться неизменной?

Ответ: $x_{нов} = 26,51\%$; $k_1 = 2,29$ м; новый груз $g_2 = 68,7$ кг.

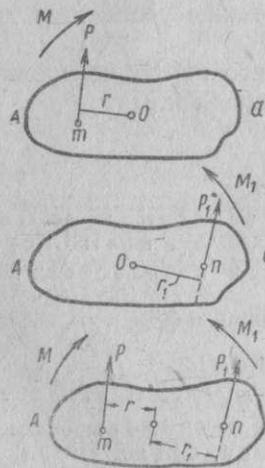
ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что необходимо знать для определения центровки самолета?
2. Что называется центровкой самолета? Каковы пределы центровки современных самолетов?
3. Нарисуйте схему центровки моноплана и объясните ее.
4. Нарисуйте схему центровки биплана и объясните ее.
5. Какие факторы влияют на центровку?
6. Как влияет размещение грузов на центровку самолета?
7. Как подсчитать в процентах изменение центровки при загрузке или разгрузке самолета одним грузом?
8. Что называют моментом M ? Как его подсчитать? От чего он зависит?
9. Как найти новую центровку при перемещении груза на самолете?
10. Как найти новую центровку при одновременном нагружении самолета несколькими грузами?
11. Что и как должно быть нанесено на фюзеляже самолета для удобства подсчета центровки?
12. Как изменится центровка при увеличении выноса верхнего крыла биплана?
13. Как изменится центровка при изменении установочного угла крыла биплана?

Глава IX

РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

Из механики известно, что равновесие всякого тела зависит от соотношения сил, действующих на него, и от того, проходят эти силы через центр тяжести тела или нет. Так, например, если сила, действующая на тело, не проходит через его центр тяжести, то обязательно возникает момент, заставляющий тело вращаться.



Фиг. 328. Моменты сил, действующих на тело

Моментом силы относительно точки называется произведение этой силы на кратчайшее расстояние до нее от данной точки. Таким кратчайшим расстоянием является перпендикуляр, опущенный из данной точки на направление силы (фиг. 328). Более кратко момент определяют как произведение силы на ее плечо:

$$M = P r \text{ кгм.}$$

где M — момент силы P , выраженной в кг;
 r — плечо силы P , м.

Пусть на тело A (фиг. 328, а) действует сила P , приложенная в точке m на расстоянии r от центра тяжести O . Момент M , вращающий тело по часовой стрелке, равен $P r$. Если в другой точке n приложить силу P_1 (фиг. 328, б), то ее момент M_1 , вращающий тело против часовой стрелки, будет равен $P_1 r_1$.

При одновременном действии на тело двух сил (фиг. 328, в) его состояние будет зависеть от соотношения моментов M и M_1 : если $M > M_1$, тело будет вращаться по часовой стрелке; если $M < M_1$, тело будет вращаться против часовой стрелки; если

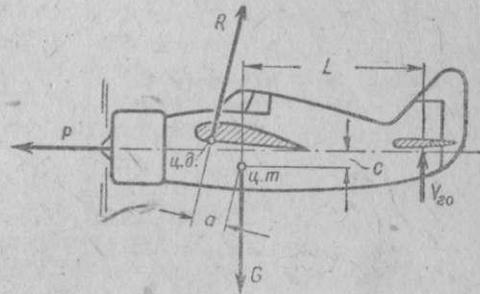
$M = M_1$, тело вращаться не будет; в последнем случае говорят, что тело находится в равновесии.

38. Понятие о равновесии самолета

Равновесие самолета зависит от соотношения сил и моментов, действующих на него.

В теории полета при изучении сил, действующих на самолет, мы считали, что все силы приложены в центре тяжести самолета. В действительности же в центре тяжести приложена только сила веса самолета, а аэродинамические силы, действующие на самолет в полете, приложены в его центре давления.

Тяга винта P также не обязательно должна проходить через центр тяжести самолета, — она может быть смещена вверх (фиг. 329) или вниз от него.



Фиг. 329. Моменты сил, действующих на самолет

Моменты сил, действующих на самолет

Так как силы R и P не проходят через центр тяжести самолета, они создадут два момента, причем момент аэродинамической силы, равный $R a$, вращает самолет по часовой стрелке, а момент силы тяги, равный $P c$, — против часовой стрелки, противодействуя в данном случае моменту крыла $R a$.

Кроме того, на самолет действует момент от хвостового оперения $Y \cdot L$, вращающий самолет также против часовой стрелки.

Таким образом, если бы силы, действующие на самолет, и были равны, т. е. $Y = G$ и $P = X$, как это было в рассмотренном выше случае горизонтального полета, моменты этих сил могут оказаться неуравновешенными, и тогда самолет будет вращаться в какую-либо сторону — равновесия самолета не будет.

Равновесие самолета — это такое его состояние, когда все действующие на него в полете силы и моменты взаимно уравновешены, поэтому не нарушается прямолинейное и равномерное движение самолета и не возникает вращение его вокруг своих осей.

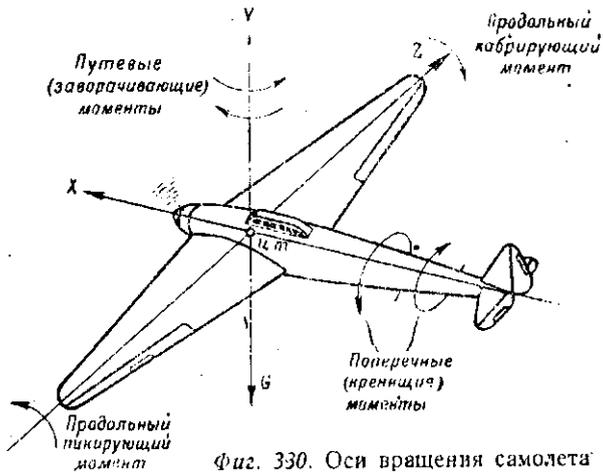
Оси вращения самолета

Самолет, перемещаясь в пространстве, может вращаться вокруг своего центра тяжести. Более удобно рассматривать влияние моментов сил на состояние самолета в полете, условно заменив вращение его вокруг центра тяжести вращением относительно трех связанных с самолетом и взаимно перпендикулярных осей, проходящих через его центр тяжести.

Оси вращения самолета обозначаются следующим образом (фиг. 330):

- X — продольная ось самолета, направленная параллельно продольной оси фюзеляжа;
- Z — поперечная ось самолета, направленная вдоль размаха крыльев;
- Y — вертикальная ось самолета.

Стрелки на осях показывают принятое их положительное направление. Продольная ось X и вертикальная ось Y расположены в плоскости симметрии самолета, поэтому у правильно собранного и отрегулированного самолета каждой точке, расположенной вправо от этих осей, будет соответствовать такая же точка, но расположенная влево от них.



Фиг. 330. Оси вращения самолета

Моменты, действующие на самолет, в зависимости от того, вокруг какой оси они его вращают, могут быть продольные, поперечные и путевые:

Продольным моментом называется момент, вращающий самолет относительно поперечной оси Z. Продольный момент, заставляющий подниматься нос самолета кверху, называется кабрирующим (фиг. 330). Продольный момент, заставляющий нос самолета опускаться вниз, называется пикирующим. Моменты силы тяги P_c и силы, возникающей на хвостовом оперении, $Y_{г.л}$ (см. фиг. 329), являются пикирующими, так как они опускают нос самолета. Момент полной аэродинамической силы R_a является моментом кабрирующим, потому что он поднимает нос самолета (см. фиг. 329).

Поперечным, или кренящим, моментом называется момент, вращающий самолет относительно продольной оси X. Поперечный момент заставляющий самолет крениться на левое или правое крыло.

Путевым, или заворачивающим, моментом называется момент, вращающий самолет относительно вертикальной

оси Y. Путевой момент заставляющий самолет поворачиваться вправо или влево.

Моменты, действующие на самолет в различных условиях полета, могут находиться между собой в следующих соотношениях. Во-первых, моменты, стремящиеся вращать самолет в различных направлениях вокруг одной какой-либо его оси, взаимно не уравновешиваются. Тогда остается момент, который повернет самолет по направлению своего действия; такое состояние самолета называют неуравновешенным. Пример неуравновешенного состояния самолета можно проследить по фиг. 329. Если суммарный пикирующий момент хвостового оперения и тяги винта окажется больше кабрирующего момента силы R , то самолет начнет вращаться вокруг поперечной оси Z, опуская нос. Если такое вращение нежелательно, летчик может изменить положение руля высоты, выбирая ручку «на себя» до тех пор, пока момент хвостового оперения настолько уменьшится, что вращение самолета прекратится.

Во-вторых, моменты, стремящиеся вращать самолет вокруг какой-либо оси, взаимно друг друга уравновешивают. Тогда вращения самолета не будет — самолет находится в равновесии.

В-третьих, на самолет не действуют никакие моменты. Такой случай произойдет, если направление сил R и P проходит через центр тяжести самолета, а горизонтальное оперение расположено нейтрально и подъемная сила на нем отсутствует. Такое состояние также называют равновесием самолета.

Таким образом, для равновесия самолета необходимо, чтобы сумма моментов всех сил, действующих на него, была равна нулю или чтобы моменты, действующие в противоположных направлениях, были между собой равны. В этом случае самолет движется, не вращаясь вокруг какой-либо своей оси.

Так как осей вращения у самолета три, то различают и три вида равновесия: продольное, поперечное и равновесие пути.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется моментом силы? Объясните при помощи чертежа, как изменяется момент с увеличением силы или ее плеча
2. Каким должно быть соотношение моментов для того, чтобы тело было в равновесии?
3. Приведите примеры моментов сил, действующих на самолет.
4. Дайте определение равновесия самолета.
5. Назовите оси вращения самолета, покажите их на модели.
6. Какие моменты называют продольными, поперечными, путевыми? Вокруг каких осей вращают они самолет?
7. Покажите на модели самолета действие кабрирующего и пикирующего моментов.
8. Какая связь должна быть между моментами, действующими на самолет для того, чтобы он находился в равновесии?

39. Продольное равновесие

Продольным равновесием называется такое состояние самолета, когда его центр тяжести движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг своей поперечной оси Z.

В этом случае самолет летит, не имея стремления кабрировать или пикировать.

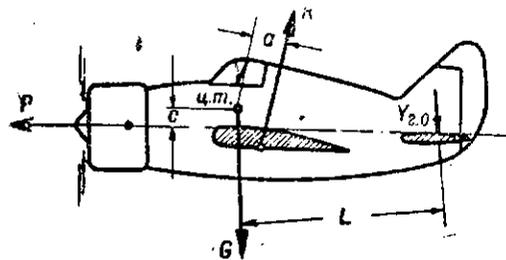
Условие продольного равновесия. На продольное равновесие самолета влияют моменты аэродинамических сил крыла и хвостового оперения и момент силы тяги винта. Силы, действующие на самолет, показаны на фиг. 331. Кабрирующих моментов здесь два ($Y_{г.о}L$ и Pc), а пикирующий — только один (Ra). Для равновесия нужно, чтобы сумма кабрирующих моментов равнялась пикирующему, т. е.

$$Y_{г.о}L + Pc = Ra \text{ кгм,} \quad (67)$$

где R — полная аэродинамическая сила крыла, a — ее плечо относительно центра тяжести;

P — сила тяги, c — ее плечо;

$Y_{г.о}$ — сила горизонтального хвостового оперения, L — ее плечо.



Фиг. 331. Условие продольного равновесия самолета

Эта формула выражает собой условие продольного равновесия самолета.

В случае, если плечо c силы тяги P будет равно нулю, формула (67) примет вид:

$$Ra = Y_{г.о}L \text{ кгм,} \quad (68)$$

так как момент Pc силы тяги, проходящей через центр тяжести, будет также равен нулю.

Таким образом, условием продольного равновесия является равенство продольных моментов крыла и горизонтального оперения.

Влияние момента крыла на продольное равновесие. Величина полной аэродинамической силы и ее плеча a зависит от угла атаки α .

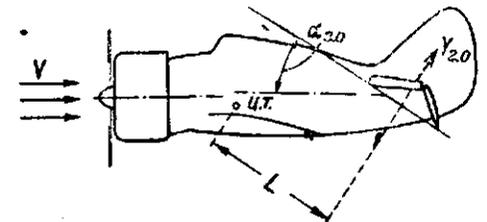
С увеличением углов атаки до $\alpha_{крит}$ сила R увеличивается, а плечо a хотя и незначительно, но уменьшается. Последнее объясняется тем, что у распространенных в настоящее время для крыльев выпуклых профилей с увеличением углов атаки центр давления перемещается вперед. У современных самолетов центр тяжести находится обычно впереди центра давления (передняя центровка), следовательно с увеличением α плечо a будет уменьшаться.

Общее изменение момента крыла зависит в этом случае от того, какая величина изменится больше: сила R или ее плечо a ; в первом случае момент крыла станет кабрирующим (на практике это обычно и происходит), во втором случае момент крыла может оказаться пикирующим.

Изменение момента крыла нарушит состояние равновесия самолета и потребует нового положения руля высоты для создания момента, обратного моменту крыла.

Влияние момента тяги винта. На продольное равновесие влияют во-первых, направление момента, создаваемого винтом, что видно из формулы (67), и, во-вторых, действие дополнительной струи воздуха, посылаемой винтом на оперение и тем увеличивающей его подъемную силу. При нижней децентрации винта, когда тяга проходит ниже центра тяжести (фиг. 331), создается кабрирующий момент. При прохождении силы тяги винта P выше центра тяжести (см. фиг. 329), создается положение, называемое верхней децентрацией винта, а его момент — пикирующим. Верхняя децентрация винта больше всего встречается на морских самолетах, нижняя — на сухопутных.

Влияние момента хвостового оперения. Продольное равновесие достигается с помощью горизонтального оперения, создающего момент $Y_{г.о}L$. Основную роль в изменении этого момента играет сила $Y_{г.о}$, а не плечо L , так как последнее при отклонении руля высоты почти не меняется. Силу $Y_{г.о}$ создает площадь горизонтального оперения (стабилизатора и руля высоты), но изменение величины и направления силы $Y_{г.о}$ происходит вследствие отклонения руля высоты — подвижной части горизонтального оперения.



Фиг. 332. Снижение эффективности руля высоты при больших углах его отклонения

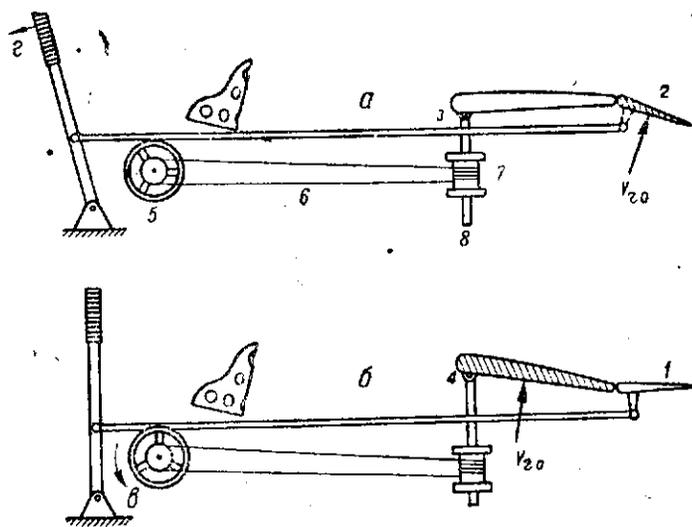
Величина силы $Y_{г.о}$ зависит от формы профиля, угла атаки и скорости воздуха. Оперение делают обычно симметричного профиля, так как оно должно одинаково работать обе стороны. Угол атаки горизонтального оперения зависит от величины отклонения руля высоты, которое может достигать до $\pm 30^\circ$ в каждую сторону (вверх и вниз). Большее отклонение руля высоты эффекта не дает, потому что угол атаки $\alpha_{г.о}$ горизонтального оперения (фиг. 332) становится больше критического (что уменьшает силу $Y_{г.о}$) и, кроме того, уменьшается плечо L силы $Y_{г.о}$ (вследствие большего наклона ее назад). Так как отклонение руля высоты вызывается ручкой управления, то каждому ее положению будет соответствовать определенный угол атаки горизонтального оперения и определенный его продольный момент.

Регулируемый в полете стабилизатор. Изменение силы $Y_{г.о}$ может быть достигнуто не только отклонением руля высоты. На ряде самолетов до последнего времени применялись стабилизаторы, угол установки которых может быть изменен в полете (фиг. 333); это дает возможность сохранять продольное равновесие самолета без отклонения руля высоты.

В случае необходимости создать пикирующий момент летчик дает ручку «от себя» (стрелка g на фиг. 333), руль высоты опускается из положения 1 в положение 2, на нем возникает сила $Y_{г.о}$ и созданный таким путем пикирующий момент опустит нос само-

лета. Стабилизатор при этом установлен в нейтральное положение 3 (фиг. 333, а).

Чтобы не утомлять летчика при длительном снижении, когда он все время должен удерживать ручку отклоненной вперед, ребро атаки стабилизатора поднимают до положения 4, возвращая по мере подъема стабилизатора руль высоты в первоначальное положение 1 (фиг. 333, б). Тогда сила $Y_{r.н}$ и момент хвостового оперения создадутся отклоненным стабилизатором, а давления на ручку летчик испытывать не будет.



Фиг. 333. Регулируемый в полете стабилизатор:
1, 2 — положения руля высоты; 3, 4 — положения стабилизатора; 5 — штурвал;
6 — трос; 7 — катушка подъемника; 8 — червячный винт

Таким образом, стабилизатор отклонится, а руль высоты относительно потока воздуха будет расположен нейтрально. Такой подвижной стабилизатор позволяет уничтожить давление на ручку на многих углах атаки, что особенно важно для самолетов с переменной в полете нагрузкой, вызывающей изменение положения центра тяжести (выгорание топлива, сбрасывание бомб и т. д.).

Когда ребро атаки стабилизатора поднято (фиг. 333, б), его называют положительным или несущим; при опущенном ребре атаки стабилизатор называют отрицательным. Очевидно, обдувка винтом хвостового оперения скажется и на продольном равновесии в зависимости от положения стабилизатора. При положительном стабилизаторе увеличение его обдувки винтом увеличит пикирующий момент стабилизатора; при отрицательном стабилизаторе увеличение обдувки увеличит его кабрирующий момент.

При длительном полете на каком-либо режиме управление может производиться подвижным стабилизатором, а руль высоты используется для кратковременных изменений режимов (взлет, ви-

сок, фигуры, борьба с порывами ветра и т. д.). Во время посадки обычно действуют и рулем высоты и стабилизатором (все «на себя»), если последний подвижной.

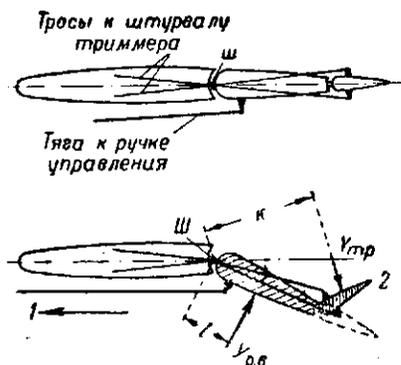
Триммеры руля высоты. На подавляющем большинстве современных самолетов для уточнения продольного равновесия применяется триммер руля высоты. Триммер представляет собой небольшой руль, врезанный в заднюю кромку руля высоты и имеющий свое особое управление (фиг. 334).

Управление триммером осуществляется отдельным штурвалом из кабины летчика, независимо от ручки управления рулем высоты; отклонение триммера относительно руля высоты в одну сторону заставляет руль высоты вращаться в противоположном направлении.

Принцип работы триммера сводится к следующему. Дав ручку «от себя», летчик движением тяги руля высоты по стрелке 1 опу-

скает руль высоты относительно стабилизатора вниз вместе с триммером, изображенным пунктиром. При этом летчик преодолевает момент относительно оси вращения руля высоты, равный произведению силы $Y_{p.н}$ на ее плечо l до шарнира $ш$. Момент $Y_{p.н}$ направлен против часовой стрелки. Чтобы не преодолеть этого момента, выражающегося в давлении ручки на руку, летчик вращением штурвала триммера ставит его в положение 2. Тогда на триммере возникает сила $Y_{тр}$ с плечом k до шарнира $ш$ и момент $Y_{тр} k$, действующий по направлению часовой стрелки. Хотя сила $Y_{тр}$ и невелика, плечо ее довольно большое, поэтому она может создать момент, равный моменту $Y_{p.н} l$ руля высоты. Таким образом, моменты руля высоты и триммера относительно шарнира $ш$ взаимно уничтожаются; несмотря на отклоненный вниз руль высоты, летчик не испытывает никакого давления на ручку.

Применение триммера выгодно тем, что он разгружает летчика от давления ручки, причем летчик может сам регулировать степень разгрузки, ставя триммер в нужное положение. Кроме того, отклоняя триммер, можно более плавно изменять положение руля высоты и уточнять этим продольное равновесие самолета. Иногда с этой целью в кабине штурмана устанавливают дополнительное управление триммером, с помощью которого штурман может отклонять рули поворота и высоты для того, чтобы самолет перед бомбометанием шел строго по курсу и в горизонтальной плоскости. Таким повышается точность прицеливания при сбрасывании бомб.



Фиг. 334. Триммер руля высоты

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

Что называют продольным равновесием самолета? Покажите моделью самолета, как он должен при этом лететь.

2. Каково условие продольного равновесия, если сила тяги проходит через центр тяжести самолета? Если сила тяги не проходит через центр тяжести самолета?
3. Как влияет изменение углов атаки крыла на продольное равновесие самолета?
4. В чем заключается влияние работы винта на продольное равновесие?
5. Как влияет горизонтальное оперение на продольное равновесие?
6. Для чего служит управляемый в полете стабилизатор? На каких самолетах его следует применять?
7. Для чего служит триммер руля высоты?
8. В чем принцип действия триммера? Куда отклоняется руль высоты, если поднять его триммер вверх?
9. В чем выгоды применения триммера?

40. Равновесие поперечное и равновесие пути

Поперечным равновесием называется такое состояние самолета, когда его центр тяжести движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг своей продольной оси X . В этом случае самолет летит без крена.

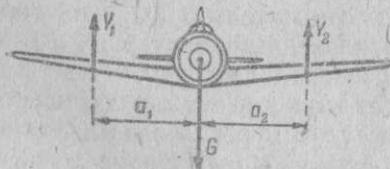
Основными причинами, вызывающими нарушение поперечного равновесия, являются весовая и геометрическая (а с ней и аэродинамическая) несимметричность самолета и вертикальные порывы ветра. Кроме того, поперечное равновесие нарушают силы сопротивления вращению винта, что будет выяснено ниже.

Условие поперечного равновесия. Подъемная сила одного крыла Y_1 должна давать момент относительно продольной оси X , равный моменту подъемной силы Y_2 другого крыла, т. е.

$$Y_1 a_1 = Y_2 a_2, \quad (69)$$

где Y_1 и Y_2 — подъемные силы крыльев самолета;
 a_1 и a_2 — расстояния от точек их приложения до продольной оси X .

Основное условие поперечного равновесия, выраженное формулой (69), требует в свою очередь соблюдения двух частных условий (фиг. 335).



Фиг. 335. Условие поперечного равновесия самолета

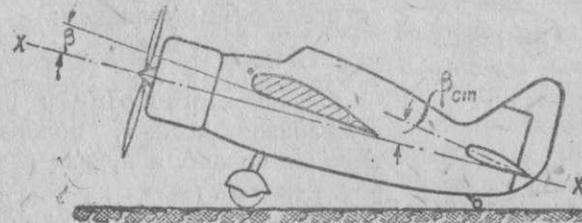
Первое частное условие сохранения поперечного равновесия заключается в равенстве подъемных сил ($Y_1 = Y_2$). Это значит, что крылья должны быть полностью симметричны, т. е. выполнены совершенно одинаково и расположены на самолете с одинаковым установочным углом.

Однако не на всех самолетах установочные углы крыльев одинаковы, так как иногда их с специальной целью располагают под разными углами, что может привести к нарушению поперечного равновесия, если первоначальная причина неоднобразной установки крыльев изменилась.

Установочным углом крыла называется угол β между хордой крыла и продольной осью самолета X (фиг. 336). На той же

фигуре показан установочный угол $\beta_{от}$ стабилизатора между его хордой и той же осью X .

Второе частное условие поперечного равновесия заключается в равенстве плеч подъемных сил крыльев, т. е. $a_1 = a_2$. Это требует размещения центра тяжести самолета строго в плоскости симметрии. В противном случае, даже при одинаковой подъемной силе крыльев, их моменты будут неодинаковы, что вызовет крен самолета. Поэтому вес самолета может повлиять на поперечное равновесие, но лишь в том случае, когда грузы расположены на самолете несимметрично.



Фиг. 336. Установочный угол крыла и стабилизатора

Таким образом, чтобы обеспечить поперечное равновесие, необходимо соблюсти весовую и геометрическую симметрию самолета. Поэтому на практике поперечное равновесие самолета легче всего обеспечить симметричным расположением его грузов и правильной регулировкой в соответствии с указаниями для данного типа самолета. Кроме этих причин, поперечное равновесие может быть нарушено отклонением руля поворота, вызывающим одновременно с разворотом самолета его крен.

Поперечное равновесие самолета сохраняется с помощью элеронов, дающих возможность выправить положение самолета при его случайном крене.

Равновесие пути. Равновесием пути называется такое состояние самолета, когда его центр тяжести движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг своей вертикальной оси Y . В этом случае самолет выдерживает заданный курс, не сворачивая с него.

Основными причинами, могущими вызвать нарушение равновесия пути, являются геометрическая и весовая несимметричность самолета и боковые порывы ветра. Кроме того, на многомоторных самолетах равновесие пути может нарушиться при остановке одного из двигателей.

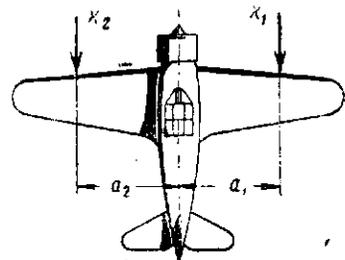
Условие равновесия пути. Оно заключается в том, что сила лобового сопротивления X_1 одного крыла, должна давать момент относительно вертикальной оси Y , равный моменту силы лобового сопротивления X_2 другого крыла (фиг. 337). Это условие выражается формулой

$$X_1 a_1 = X_2 a_2, \quad (70)$$

где X_1 и X_2 — лобовые сопротивления обоих крыльев;
 a_1 и a_2 — плечи сил X_1 и X_2 до центра тяжести самолета.

Для сохранения равновесия пути лобовое сопротивление обоих крыльев должно быть одинаково ($X_1 = X_2$), что требует геометрической симметрии самолета. Так же должны быть равны расстояния a_1 и a_2 , что требует весовой симметрии самолета.

На многомоторных самолетах равновесие пути может быть нарушено в том случае, если один из двигателей дает уменьшенное число оборотов или совершенно выходит из строя.



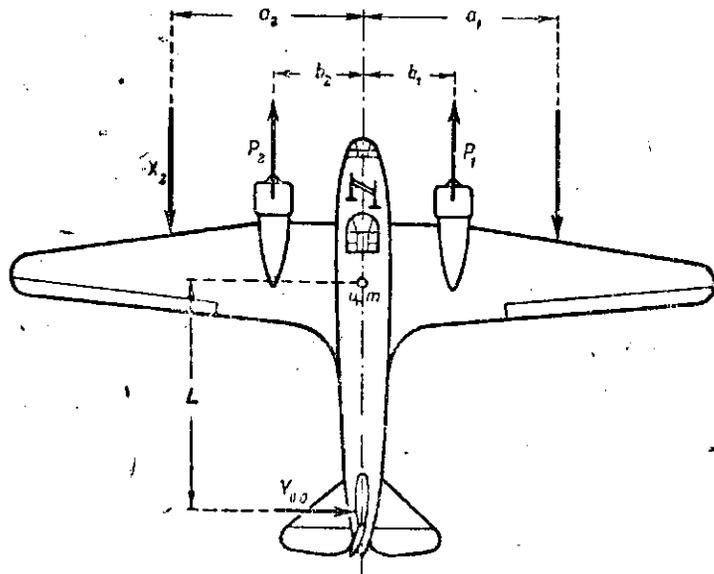
Фиг. 337. Условие равновесия пути самолета

По схеме (фиг. 338) видно, что при нормальном полете двухмоторного самолета равновесие пути обеспечивается следующим условием:

$$X_1 a_1 + P_2 b_2 = X_2 a_2 + P_1 b_1. \quad (71)$$

Левая часть формулы показывает суммарный момент, поворачивающий самолет вправо, а правая часть, наоборот, — влево.

Из анализа формулы (71) видно, что летчик в полете должен поддерживать число оборотов в двигателях совершенно одинаковым, чтобы не нарушить равенства сил тяг и вместе с этим равновесия пути; при наличии регулятора винта это происходит автоматически.



Фиг. 338. Равновесие пути двухмоторного самолета

При остановке одного двигателя, например правого ($P_1 = 0$), момент, вращающий самолет влево, уменьшается, и самолет начинает поворачиваться вправо под действием неуравновешенного момента $P_2 b_2$, так как моменты сил X_1 и X_2 взаимно уравновешены.

Чтобы не допустить поворота вправо, летчик должен отклонить руль поворота влево, создавая таким образом момент хвостового оперения $Y_{vo} L$, равный моменту $P_2 b_2$. Тогда условие равновесия пути можно выразить следующей формулой:

$$X_1 a_1 + P_2 b_2 = X_2 a_2 + Y_{vo} L. \quad (72)$$

Чтобы уменьшить стремление самолета к развороту, лопасти винта изменяемого шага остановившегося двигателя ставят под углом в 90° к плоскости вращения — хордой по потоку; это уменьшит лобовое сопротивление винта, имеющее большую величину.

Полет (не только горизонтальный, но и с подъемом) на двухмоторном самолете с одним работающим двигателем вполне возможен, но требует от летчика больших усилий для удержания педали, отклоняющей руль поворота. Чтобы разгрузить летчика от этих усилий, на современных многомоторных самолетах применяют триммеры рулей поворота, назначение которых аналогично назначению триммеров на рулях высоты.

При случайном отклонении самолета от заданного курса летчик возвращает его на прежнее направление с помощью руля поворота, создавая восстанавливающий момент вертикального хвостового оперения.

Влияние кренов. Равновесие пути может быть нарушено также при отклонении элеронов или при нарушении поперечного равновесия. Когда летчик дает ручку вправо или влево, чтобы вызвать крен, у самолета одновременно с креном возникает стремление к повороту в сторону крена (подробнее см. раздел 45).

Из сказанного в разделе 40 можно сделать следующие выводы:

1. Поперечное равновесие и равновесие пути зависят от весовой и геометрической симметрии, что в свою очередь определяется правильной загрузкой самолета и его регулировкой.
2. Оба вида равновесия тесно связаны между собой и нарушение одного влечет за собой нарушение другого.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

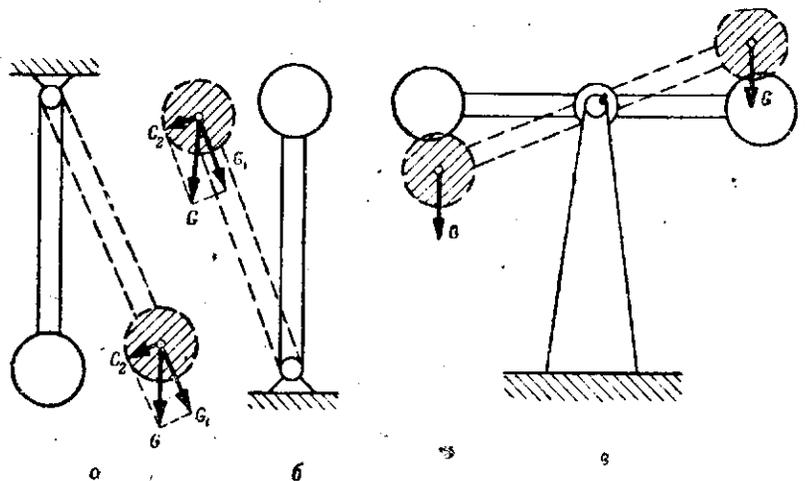
1. Дайте определение поперечного равновесия самолета. Покажите моделью самолета, как он должен при этом лететь.
2. Напишите условие поперечного равновесия и объясните его.
3. Какими рулями достигается поперечное равновесие?
4. Что называется установочным углом крыла? Стабилизатора?
5. Чем можно нарушить поперечное равновесие самолета во время эксплуатации?
6. Дайте определение равновесия пути. Чем оно может быть нарушено? Покажите моделью самолета, как он должен при этом лететь.
7. Напишите условие равновесия пути и объясните его.
8. Как обеспечивается равновесие пути двухмоторного самолета в случае остановки одного мотора?
9. Каким рулем осуществляется равновесие пути?
10. Для чего служит триммер руля поворота?

УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Выше были разобраны условия равновесия самолета и факторы, нарушающие его. При этом был опущен вопрос о том, каким является равновесие — устойчивым или неустойчивым, т. е. стремится ли самолет сохранить состояние равновесия, в котором он находится, или нет.

41. Виды устойчивости

Устойчивым равновесием называется такое, при котором тело, будучи выведено из него какой-либо внешней силой само стремится вернуться в прежнее положение. Примером такого равновесия может служить маятник обычных стенных часов (фиг. 339, а). Если отвести маятник вправо и затем отпустить



фиг. 339. Виды равновесия

его, он под действием своего веса G (составляющая G_2) возвратится в первоначальное положение, причем не сразу, а после ряда постепенно затухающих колебаний в обе стороны.

Неустойчивым называется такое равновесие, когда тело, будучи выведено из него какой-либо внешней силой, стремится увеличить отклонение от первоначального своего положения. Примером неустойчивого равновесия может служить тот же маятник, но поставленный грузом вверх (фиг. 339, б). Если в этом случае отвести маятник в сторону (например влево), то он в первоначальное положение не вернется, а, наоборот, под действием силы G еще больше удалится от него.

Есть промежуточное состояние, когда тело, выведенное из равновесия, остается в новом положении и не возвращается обратно к тому положению, в какое его поставила внешняя сила (фиг. 339, в). Такое равновесие называется безразличным

Примером безразличного равновесия может служить воздушный винт, сбалансированный на эквilibраторе.

Вопрос об устойчивости для всякого самолета играет очень большую роль, так как устойчивый самолет при случайном нарушении равновесия сам вернется в первоначальное положение, не требуя от летчика никаких движений рулями. Это освобождает летчика от дополнительной работы в полете и дает ему возможность выполнять другие задания (стрельба, бомбометание, фотографирование и т. д.).

Таким образом, устойчивостью называется способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие.

Устойчивость может быть относительно трех осей: продольная — относительно оси Z , поперечная — относительно оси X и устойчивость пути — относительно оси Y .

Все виды устойчивости зависят от аэродинамической схемы самолета и достигаются правильной регулировкой и центровкой самолета. Каждый самолет должен быть устойчив на всех скоростях — от посадочной до максимальной. При скоростях полета, меньших посадочной, продольная устойчивость ухудшается, а остальные виды устойчивости нарушаются.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какое равновесие называется устойчивым и неустойчивым? Приведите примеры того и другого.
2. Какое равновесие является безразличным?
3. Что называется устойчивостью самолета?
4. Какие виды устойчивости может иметь самолет?
5. Какова роль устойчивости самолета во время полета?

42. Продольная устойчивость

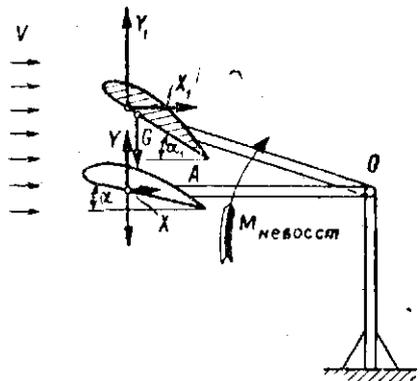
Продольной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное продольное равновесие при небольших отклонениях от него. Продольная устойчивость самолета имеет большое значение, поскольку продольное равновесие нарушается в полете очень часто, а симметрией самолета этот вид равновесия не обеспечивается.

Продольная устойчивость самолета обеспечивается в основном расположением крыльев и стабилизатора относительно центра тяжести самолета.

Влияние положения крыльев и стабилизатора на продольную устойчивость самолета. Установим в аэродинамической трубе крыло под углом атаки α (фиг. 340). Крыло с помощью стержня OA закреплено впереди оси вращения O . Так как подъемная сила Y крыла равна весу G крыла и стержня, а направление силы X проходит через точку опоры O , система находится в равновесии.

Если под влиянием какой-либо внешней возмущающей силы N угол атаки крыла увеличится до значения α_1 (новое положение заштриховано), то центр давления крыла сместится вперед, силы Y

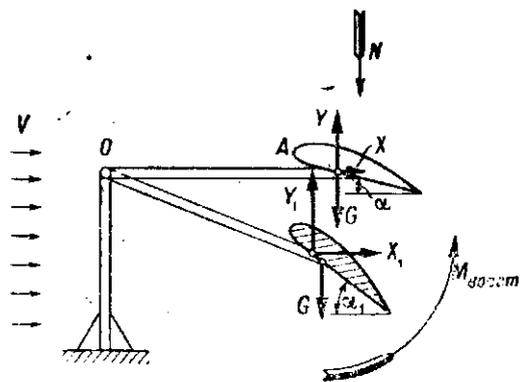
и X увеличатся до значения Y_1 и X_1 , и тогда крыло под действием невосстанавливающего момента $M_{невосст}$ от силы X_1 и разности сил $(Y_1 - G)$ будет продолжать вращаться в сторону действия силы N . Чем короче стержень OA , тем ближе крыло к оси вращения, тем меньше влияния моментов сил X_1 и Y_1 и более устойчиво такое крыло. Приведенный пример показывает неустойчивое равновесие крыла, аналогичное разобранным выше случаю с маятником (фиг. 339, б).



Фиг. 340. Неустойчивое положение крыла

Увеличится угол атаки крыла до значения α_1 ; при этом на крыло будут действовать большие силы Y_1 и X_1 .

Очевидно, момент $M_{восст}$ от силы X_1 и разности сил $(Y_1 - G)$ является **восстанавливающим** — он будет возвращать самолет в первоначальное положение, так как действует в сторону, обратную силе N . Это дает пример устойчивого равновесия крыла,

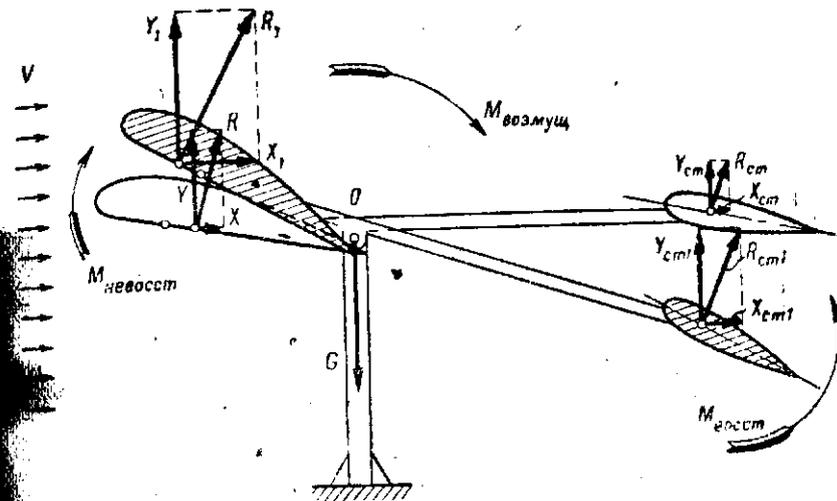


Фиг. 341. Устойчивое положение крыла

атаки крыльев и их расстояний до точки опоры можно добиться того, чтобы система обоих крыльев — переднего неустойчивого и заднего устойчивого — вся в целом оказалась устойчивой за счет заднего крыла. Именно такая система применена на обычных самолетах: впереди расположено крыло, сзади — стабилизатор.

Взяв заднее крыло меньших размеров и расположив его от опоры на большем расстоянии, чем переднее крыло больших размеров, так, чтобы центр тяжести всей системы проходил через точку опоры, можно добиться равновесия системы благодаря равенству моментов аэродинамических сил, создаваемых обоими крыльями.

На фиг. 342 изображена такая система, весьма близкая к расположению крыльев и стабилизатора на самолете.



Фиг. 342. Примерная схема продольной устойчивости самолета

Сила веса G всей системы и силы X и $X_{от}$ проходят через точку опоры O и потому момента относительно нее не дают; силы Y и $Y_{от}$ дают взаимно уравновешивающие моменты; система находится в равновесии.

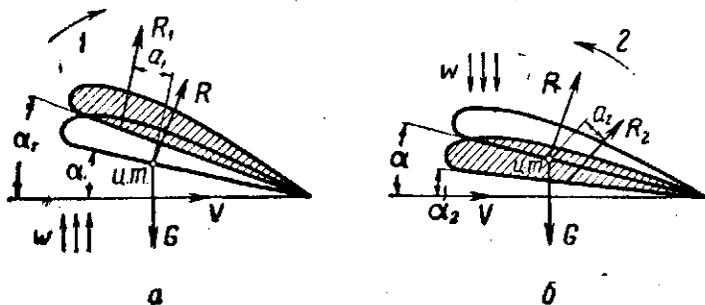
Если возмущающий момент $M_{возмущ}$ увеличит угол атаки обоих крыльев, центр давления крыла переместится вперед, центр давления стабилизатора, имеющего симметричный профиль, практически перемещаться не будет; подъемные силы и лобовые сопротивления крыла и стабилизатора увеличатся.

Увеличившиеся моменты аэродинамических сил крыла Y_1 и X_1 будут способствовать моменту $M_{возмущ}$, а моменты аэродинамических сил стабилизатора $Y_{от}$ и $X_{от}$, наоборот, противодействовать ему. Очевидно, продольная устойчивость всей системы будет зависеть от соотношения новых моментов аэродинамических сил крыла $M_{невосст}$ и стабилизатора $M_{восст}$, действующих в противоположных направлениях.

Влияние формы профиля крыла на его устойчивость. Возьмем изолированное крыло обычного несимметричного профиля с обратным перемещением центра давления и установим его в потоке воздуха под углом атаки α (фиг. 343, а). Пусть при этом направление полной аэродинамической силы R проходит через центр

тяжести крыла и, следовательно, не дает относительно него никакого момента, т. е. крыло находится в равновесии.

Допустим, что под влиянием какой-либо причины (например, вертикальный поток воздуха W) увеличился угол атаки крыла до значения α_1 . Вследствие увеличения угла атаки сила R вырастет до значения R_1 , а точка ее приложения переместится вперед. Появится момент $R_1 a_1$, действующий по стрелке 1. Момент $R_1 a_1$ стремится как бы опрокинуть крыло вокруг его ребра обтекания, действуя в ту же сторону, что и внешняя сила. Это будет случаем неустойчивого равновесия крыла. Возникший вследствие обратного перемещения центра давления момент называется **дестабилизирующим** (невосстанавливающим) моментом.



Фиг. 343. Неустойчивость крыла несимметричного профиля

Аналогичное явление получится при уменьшении угла атаки крыла потоком W (фиг. 343, б). С уменьшением угла атаки до значения α_2 точка приложения силы R переместится назад, и тогда появится момент $R_2 a_2$, направленный против часовой стрелки (стрелка 2 на фиг. 343, б). Этот момент стремится опрокинуть крыло вокруг его ребра атаки, также усиливая действие момента внешней силы. Крыло снова не вернется в исходное положение — к прежнему углу атаки α . Этот случай также дает пример продольной неустойчивости крыла. Таким образом, обычное несимметричное крыло само по себе не обладает устойчивостью; оно не в состоянии восстановить продольное равновесие в случае произвольного нарушения его какой-либо внешней причиной.

Иначе будет у крыла симметричного профиля с прямым перемещением центра давления, когда при увеличении углов атаки центр давления крыла перемещается назад, а с уменьшением — вперед.

Если порыв ветра W (фиг. 344) увеличит угол атаки крыла от значения α до α_1 , центр давления крыла переместится назад, и сила R_1 даст момент $R_1 a_1$, действующий по стрелке 1 в направлении, обратном моменту от ветра. Очевидно, симметричное крыло само по себе будет устойчивым. Восстанавливающий момент относительно центра тяжести, возникающий

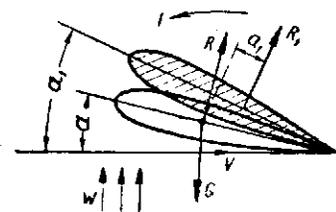
при изменении углов атаки симметричного крыла, называется **стабилизирующим**.

В настоящее время симметричные профили применяются лишь для крыльев самолетов типа бесхвостки, не имеющих стабилизатора и не нуждающихся в нем благодаря прямому перемещению центра давления крыла. Форма профиля крыльев для продольной устойчивости самолета особого значения не имеет, и ее подбирают, исходя из условий минимальных коэффициентов C_x и максимального качества, а не из требований устойчивости.

Для крыльев самолетов в большинстве случаев применяются несимметричные профили, поэтому самолет, не имеющий хвостового оперения, с одним крылом, будет неустойчивым.

Для сохранения устойчивости самолета применяют стабилизатор одновременно с основным крылом несимметричного профиля, расположенным впереди центра тяжести.

Стабилизатор (дополнительное небольшое крыло симметричного профиля), будучи расположен сзади центра тяжести самолета, не только обеспечивает продольное равновесие, но и помогает восстанавливать его в случае нарушения внешней силой. Таким образом, стабилизатор обеспечивает продольную устойчивость самолета и именно в этом



Фиг. 344. Устойчивость крыла симметричного профиля

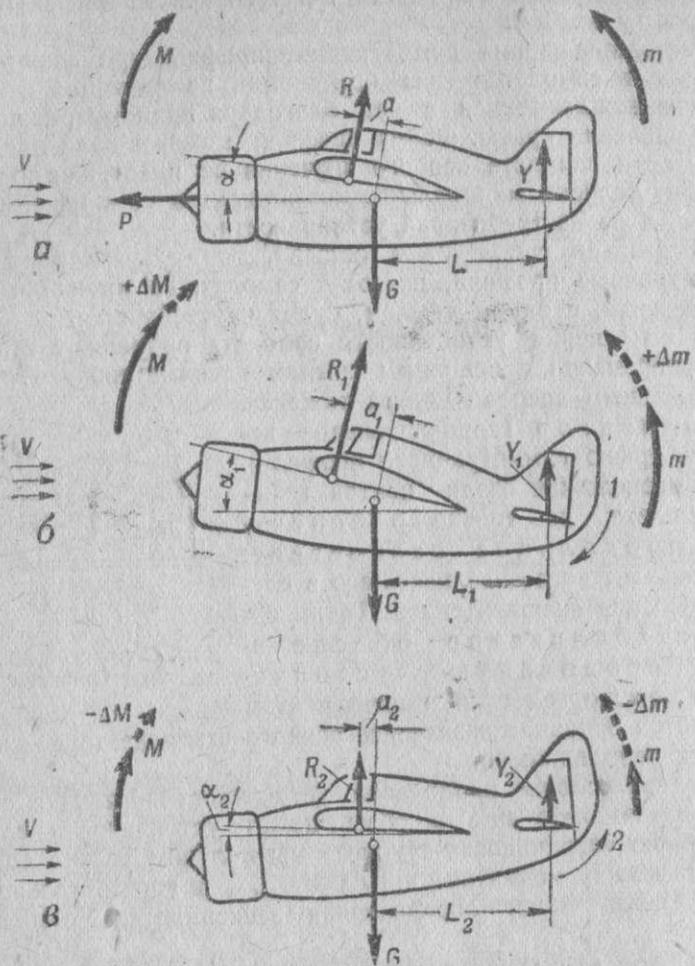
заключается основное назначение всякого стабилизатора — подвижного или неподвижного.

Основное условие продольной устойчивости. Наличие стабилизатора на самолете еще не обеспечивает устойчивости самолета. Продольную устойчивость самолета мы получим только при условии, если между моментами крыла $M_{\text{невост}}$ и горизонтального оперения $M_{\text{вост}}$ будет определенная зависимость. Установим эту зависимость.

Допустим, что самолет летит с углом атаки α и тяга P проходит через центр тяжести самолета (фиг. 345, а). Полная аэродинамическая сила крыла R через центр тяжести не проходит и дает кабрирующий момент $M = Ra$. Момент крыла M уравнивается кабрирующим моментом горизонтального оперения $m = YL$. Таким образом, самолет находится в продольном равновесии, что можно записать равенством

$$m = M. \quad (I)$$

Пусть под действием внешней причины произошло опускание хвоста самолета по стрелке 1 (фиг. 345, б). Так как самолет продолжает двигаться в прежнем направлении, угол атаки крыла увеличивается до значения α_1 . Вследствие этого центр давления перемещается вперед, сила R вырастает до значения R_1 , а момент крыла становится равным $M_1 = R_1 a_1$. Одновременно увеличивается угол атаки горизонтального оперения, поэтому его сила Y возра-



Фиг. 345. Основное условие продольной устойчивости

стает до значения Y_1 , а момент горизонтального оперения m увеличивается до значения $m_1 = Y_1 L_1$, главным образом за счет силы Y_1 , так как плечо L_1 мало отличается от плеча L .

Из сказанного видно, что при случайном увеличении угла атаки крыла увеличиваются моменты и крыла и оперения. Продольная устойчивость самолета обуславливается изменением (увеличением или уменьшением) именно этих моментов.

Рассмотрим возможные три случая соотношения моментов m_1 и M_1 .

1. Момент крыла больше момента хвостового оперения ($M_1 > m_1$).

Тогда кабрирующий момент крыла, способствующий моменту внешней силы, будет увеличивать угол атаки, а момент оперения m_1 окажется не в силах преодолеть его, и самолет еще больше

начнет кабрировать. Очевидно, в первоначальное положение самолет не вернется и окажется в состоянии неустойчивого равновесия. Следовательно, первое соотношение $M_1 > m_1$ для устойчивости самолета не годится.

2. Момент горизонтального оперения равен моменту крыла ($m_1 = M_1$).

В этом случае самолет окажется в состоянии безразличного равновесия и останется в том положении, в какое его поставит внешняя сила. Очевидно, и в этом случае самолет устойчивым не будет.

3. Момент горизонтального оперения больше момента крыла ($m_1 > M_1$).

Так как пикирующий момент оперения m_1 больше момента M_1 крыла, то момент хвостового оперения преодолет кабрирующий момент крыла, и самолет вернется в исходное положение после нескольких колебаний вокруг него. Это и будет случаем устойчивого равновесия самолета.

Следовательно, для продольной устойчивости самолета нужно, чтобы при увеличении угла атаки крыла момент горизонтального оперения оказался больше момента крыла, т. е.

$$m_1 > M_1. \quad (II)$$

Чтобы найти изменение (в данном случае — прирост) моментов горизонтального оперения и крыла, произведем вычитание равенства (I) из выражения (II); получим:

$$m_1 - m > M_1 - M, \text{ или } \Delta m > \Delta M, \quad (III)$$

где ΔM — приращение момента крыла, вызванное увеличением его угла атаки;

Δm — приращение момента оперения, вызванное увеличением угла атаки оперения (на фиг. 345, б величины Δm и ΔM показаны пунктиром).

Выражение (III) показывает, что для продольной устойчивости самолета при случайном увеличении угла атаки нужно, чтобы прирост момента горизонтального оперения был больше, чем прирост момента крыла.

Поясним сказанное числовым примером. Пусть в состоянии равновесия было $m = M = 250 \text{ кгм}$. Если при увеличении угла атаки момент крыла M вырастет до значения $M_1 = 300 \text{ кгм}$ ($\Delta M = 300 - 250 = 50 \text{ кгм}$), то момент оперения должен вырасти на большую величину — до значения $m_1 = 350 \text{ кгм}$ ($\Delta m = 350 - 250 = 100 \text{ кгм}$). Иначе самолет в прежнее положение не вернется.

Если произойдет произвольное уменьшение угла атаки крыла до значения α_2 (фиг. 345, в) под действием внешней пикирующей силы (стрелка 2 на фиг. 345, в), сила R переместится назад, и момент крыла $M_2 = R_2 a_2$ станет меньше первоначального момента $M = Ra$. Одновременно уменьшится и момент

хвостового оперения до величины $m_2 = Y_2 L_2$, причем в соотношении моментов крыла и оперения также различаются три случая:

1. $M_2 > m_2$ — неустойчивое равновесие.

Очевидно, это выражение дает неустойчивое равновесие, так как пикирующий момент m_2 оперения заставит самолет еще больше опустить нос.

2. $m_2 = M_2$ — безразличное равновесие.

Это выражение дает безразличное равновесие, и самолет останется в том положении, в какое его поставит внешняя сила.

3. $m_2 < M_2$ — устойчивое равновесие.

Только в том случае, если момент оперения окажется меньше момента крыла, самолет под действием кабрирующего момента крыла вернется в прежнее положение, т. е. окажется устойчивым.

Сравнивая выражение $m = M_2$, соответствующее состоянию равновесия, и $m_2 < M_2$, необходимое для того, чтобы восстановить нарушенное равновесие, приходим к выводу, что для продольной устойчивости самолета при уменьшении угла атаки крыла нужно, чтобы

$$m - m_2 > M - M_2,$$

или

$$\Delta m > \Delta M, \quad (IV)$$

т. е. то же соотношение, что и в выражении (III), только в данном случае величины Δm и ΔM обозначают не прирост, а уменьшение моментов оперения и крыла. Значения $-\Delta m$ и $-\Delta M$ показаны на фиг. 345, в пунктиром.

Таким образом, можно сказать, что для продольной устойчивости при случайном уменьшении угла атаки крыла нужно, чтобы момент горизонтального оперения уменьшился на большую величину, чем момент крыла.

Приведем числовой пример. Если до нарушения равновесия $m = M = 250$ кгм, то при уменьшении момента крыла до значения $M_2 = 200$ кгм ($\Delta M = 250 - 200 = 50$ кгм) момент хвостового оперения должен уменьшиться до значения $m_2 = 150$ кгм ($\Delta m = 250 - 150 = 100$ кгм).

Объединяя выражения (III) и (IV), можно сказать, что основное условие продольной устойчивости следующее: при любом изменении углов атаки крыла момент горизонтального оперения должен изменяться более резко, чем момент крыла, т. е. момент хвостового оперения должен и увеличиваться и уменьшаться на большую величину, чем момент крыла.

Математически это можно выразить:

$$\Delta m > \Delta M, \quad (73)$$

где ΔM — изменение (увеличение или уменьшение) момента крыла при произвольном изменении его угла атаки;
 Δm — соответствующее изменение момента хвостового оперения.

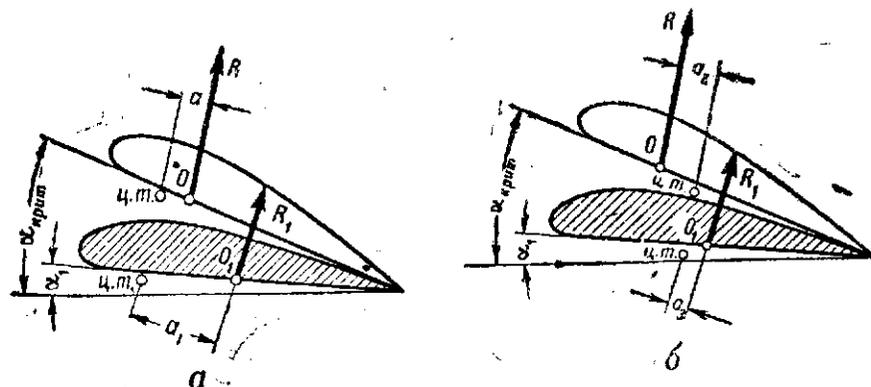
Только тот самолет, у которого имеется такое соотношение в изменении моментов крыла и оперения, может быть назван устойчивым в продольном отношении. В противном случае, если с изменением α момент крыла будет изменяться более резко, чем момент хвоста, самолет окажется неустойчивым.

Факторы, влияющие на продольную устойчивость

К основным факторам, влияющим на продольную устойчивость, относятся: центровка самолета, площадь стабилизатора, длина фюзеляжа и обдувка оперения винтом.

Центровка самолета является практически одной из наиболее важных величин, влияющих на продольную устойчивость, так как в зависимости от центровки более или менее резко изменяется момент крыла, вернее, та величина ΔM , которая приведена в формуле (73). Проследим связь между центровкой и изменением момента крыла ΔM .

Пусть самолет с передней центровкой движется в воздухе (фиг. 346, а) на критическом угле атаки. Центр давления при этом



Фиг. 346. Влияние передней и задней центровки самолета на его продольную устойчивость

находится в крайнем переднем положении (точка O). На крыле возникает сила R , дающая момент $M = Ra$ вокруг центра тяжести самолета, направленный против часовой стрелки.

Если теперь какая-либо внешняя причина уменьшит угол атаки крыла до значения α_1 (новое положение крыла заштриховано), то новая сила R_1 будет меньше прежней R , а точка приложения O отодвинется назад (O_1). Новый момент крыла M_1 будет равен $R_1 a_1$.

Изменение момента крыла вследствие изменения его угла атаки окажется

$$\Delta M = M - M_1 = Ra - R_1 a_1.$$

Очевидно, в данном случае, при переходе центра давления крыла из крайнего переднего положения назад, изменение момента

крыла окажется небольшим: там, где сила R велика, плечо a_1 меньше; наоборот, где плечо a_1 больше, там сила R_1 меньше. Поэтому разница между прежним и новым моментами крыла будет невелика.

Разберем случай задней центровки (фиг. 346, б) при таком же изменении угла атаки крыла от критического до α_1 . Сила R уменьшится и станет равна R_1 , а центр давления переместится по хорде крыла в более заднее положение (точка O_1). Новый момент крыла будет равен $R_1 a_3$, причем из кабрирующего (при $\alpha_{\text{крит}}$) момент станет пикирующим (при α_1). Так как направление действия момента изменилось, величину изменения момента крыла придется находить с учетом знаков обоих моментов; иначе говоря, в данном случае необходимо взять алгебраическую разность моментов крыла при углах атаки $\alpha_{\text{крит}}$ и α_1 .

Очевидно, алгебраическая разность моментов, равная

$$\Delta M_1 = Ra_2 - (-R_1 a_3) = Ra_2 + R_1 a_3,$$

окажется значительно больше разности моментов ΔM при передней центровке самолета.

Таким образом, изменение момента крыла при задней центровке окажется большим, чем при передней центровке, т. е.

$$\Delta M_1 > \Delta M.$$

Зная, что для продольной устойчивости нужно, чтобы с изменением углов атаки момент крыла изменялся менее резко, чем момент хвостового оперения (для чего величина ΔM должна быть как можно меньше), можно сделать вывод, что с этой точки зрения передняя центровка более выгодна. При этой центровке изменение момента крыла происходит на меньшую величину, чем при задней центровке.

Следовательно, чем ближе к крылу и чем дальше от стабилизатора центр тяжести, тем устойчивее самолет, так как момент оперения изменяется в этом случае более резко, чем момент крыла. Можно подобрать положение центра тяжести таким образом, что приращение моментов крыла и стабилизатора будут одинаковыми, — тогда самолет окажется в безразличном равновесии.

Такое положение центра тяжести, когда самолет находится в безразличном равновесии, называют критической центровкой. Она соответствует примерно 35—40% САХ крыла. При более переднем расположении центра тяжести самолет будет продольно устойчивым; при более заднем положении — продольно неустойчивым.

Это следует помнить при размещении грузов в самолете и его регулировке, потому что, сделав центровку более задней, чем это положено, можно ухудшить, кроме других летных свойств (штопорные и др.), еще и продольную устойчивость самолета.

Площадь стабилизатора и длина фюзеляжа в одинаковой степени влияют на продольную устойчивость, так как от них зависит

величина момента, создаваемого хвостовым оперением. Момент хвостового оперения можно найти (см. фиг. 331) по формуле

$$m = Y_r \cdot L. \quad (a)$$

Если площадь горизонтального оперения небольшая, то его момент будет невелик, и во время произвольного поворота самолета вокруг поперечной оси изменение момента оперения окажется меньшим, чем при большей площади оперения.

Продольной устойчивости способствует также и площадь руля высоты в том случае, если летчик удерживает его ручкой управления в определенном положении, увеличивая этим площадь горизонтального оперения, обеспечивающего устойчивость.

Точно так же скажется на устойчивости величина расстояния L от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения, где приложена сила Y горизонтального оперения. Чем оно больше, тем более инертен самолет и тем труднее повернуть его относительно оси Z ; следовательно, самолет в продольном отношении более устойчив. Наоборот, чем меньше расстояние L , тем устойчивость самолета хуже. Следовательно, самолеты с большей длиной фюзеляжа должны быть более устойчивыми.

Объясняется это тем, что с увеличением длины фюзеляжа и расстояния L растет согласно выражению (а) величина самого момента хвостового оперения и степень его изменения. Это и улучшает продольную устойчивость самолета.

Обдувка оперения винтом. На продольную устойчивость самолета обдувка винтом влияет следующим образом. Чем больше скорость воздуха у оперения, тем больше подъемная сила оперения, тем больше момент хвостового оперения и тем, следовательно, лучше обеспечивается продольная устойчивость. Так как при работе двигателя скорость воздуха у оперения больше, чем в безмоторном полете (за счет дополнительной струи воздуха от винта), то продольная устойчивость самолета в моторном полете обычно больше, чем в безмоторном. То же наблюдается при полете с большими скоростями (первый режим горизонтального полета), когда продольная устойчивость больше, чем в полетах с малыми скоростями (второй режим горизонтального полета).

Чтобы самолет был устойчивым в любом полете — с работающим двигателем или без него, — продольную устойчивость самолета рассчитывают на безмоторный полет. Тогда при полете с двигателем продольная устойчивость самолета будет еще лучше.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется продольной устойчивостью самолета? Покажите моделью самолета движение устойчивого и неустойчивого самолета в продольном отношении.
2. Какое крыло более устойчиво — расположенное впереди или сзади оси вращения?
3. Что обеспечивает продольную устойчивость самолета?
4. Как влияет форма профиля крыла на продольную устойчивость?
5. Когда самолет продольно более устойчив — при большем или меньшем расстоянии от центра тяжести до стабилизатора?

6. Какую центровку называют критической?
7. В каком направлении действует момент, создаваемый несимметричным крылом при нарушении его равновесия? Как называется этот момент?
8. В каком направлении действует момент, создаваемый симметричным крылом при нарушении его равновесия? Как его называют?
9. Что необходимо для обеспечения устойчивости самолета при увеличении углов атаки крыла? При уменьшении их?
10. В чем заключается основное назначение стабилизатора?
11. Сформулируйте основное условие продольной устойчивости.
12. Момент крыла изменился на 500 кг; на сколько должен измениться момент горизонтального оперения, чтобы самолет вернулся в первоначальное состояние?
13. Какие факторы влияют на продольную устойчивость?
14. Как влияет центровка самолета на его продольную устойчивость? Почему?
15. Как влияет на продольную устойчивость площадь стабилизатора? Длина фюзеляжа?
16. Как влияет обдувка винта на продольную устойчивость? Когда самолет более устойчив — при подъеме или при планировании?

43. Поперечная устойчивость и устойчивость пути

Поперечное равновесие и равновесие пути, как мы видели выше, тесно связаны между собой, и при нарушении одного из них нарушается и другое. Такая же связь существует и между устойчивостью поперечной и пути. Поэтому разграничить их можно лишь для более удобного изучения.

Поперечной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное поперечное равновесие при небольших отклонениях от него. Это определение означает, что при случайном крене самолета он должен сам, помимо летчика, вернуться в первоначальное положение.

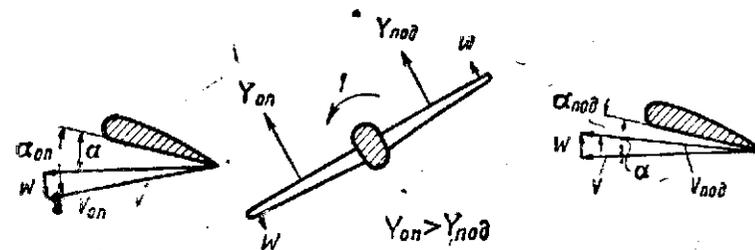
Поперечная устойчивость самолета в воздухе, в отличие от продольной, обеспечена намного хуже, и в случае произвольного крена самолет в первоначальное положение обычно не возвращается, особенно при сильных возмущениях. Поэтому летчик должен действовать рулями (элероны, руль поворота) для того, чтобы восстановить нарушенное поперечное равновесие самолета.

Факторы, влияющие на поперечную устойчивость

Поперечной устойчивости способствуют некоторые свойства самого крыла, как, например, способность сопротивляться крену, тормозить его и создавать так называемый восстанавливающий момент, и ряд конструктивных особенностей, применяемых на современных самолетах (поперечное V и др.). Рассмотрим их более подробно.

Сопротивление крыла крену можно проследить на следующем примере. Пусть самолет летел со скоростью V и углом атаки α и находился при этом в поперечном равновесии; затем внешняя причина накленила его влево, по стрелке 1 (фиг. 347).

Правое, поднимающееся крыло в момент наклонения кроме скорости полета V приобретает (благодаря вращению вокруг продольной оси) дополнительную скорость W , направленную вверх. Истинной скоростью движения поднимающегося крыла будет скорость $V_{под}$, составляющая с хордой поднятого крыла новый угол атаки $\alpha_{под}$, меньший первоначального α . У левого, опускающегося крыла дополнительная скорость W направлена вниз. Истинной скоростью движения опускающегося крыла будет скорость $V_{оп}$, составляющая с хордой крыла новый угол атаки $\alpha_{оп}$, больший прежнего α .



Фиг. 347. Сопротивление крыла крену (возникновение тормозящего момента крыла)

По схеме (фиг. 347) видно, что $\alpha_{оп} > \alpha_{под}$. Вследствие этого подъемная сила левого крыла окажется несколько больше, чем у правого крыла, и это слегка затормозит крен самолета влево.

Такой же тормозящий эффект возникает у крыла, когда летчик сам с помощью элеронов кренит самолет. В конце концов самолет уравнивается вокруг продольной оси под действием момента элеронов и тормозящего момента крыла, и при отклоненных элеронах самолет не имеет стремления продолжать крениться.

Это свойство крыла очень важно для управляемости, так как иначе при отклонении ручки вправо или влево самолет, не испытывая торможения, вращался бы вокруг продольной оси все время, пока отклонена ручка. Следует помнить, что торможение крыла происходит лишь во время самого вращения. Как только вращение крыла под действием внешних сил прекратится, так исчезает и тормозящий момент крыла. Следовательно, тормозящее действие крыла не может восстановить нарушенное поперечное равновесие и вернуть самолет в первоначальное положение.

Таким образом, естественное тормозящее свойство крыла называется недостаточным для устойчивости и возвращения самолета в прежнее положение даже при полетах на углах атаки, меньших критического.

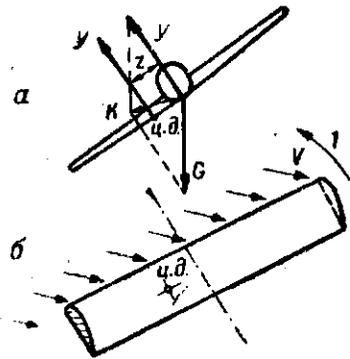
По мере приближения к $\alpha_{крит}$ и за ним изменение углов атаки опускающегося и поднимающегося крыла не только не дает тормозящего момента, а, наоборот, еще сильнее увеличивает крен и вращение самолета. Происходит это потому, что на опускающемся крыле, где угол атаки увеличивается, подъемная сила оказывается меньше, чем на поднимающемся крыле с меньшим α . Это явление,

называемое авторотацией, было рассмотрено выше, при изучении штопора.

Таким образом, авторотация крыла является причиной поперечной неустойчивости самолета на больших углах атаки, поэтому при полете на $\alpha > \alpha_{\text{крит}}$ поперечная устойчивость самолета не сохраняется.

Чтобы усилить тормозящее действие крыла, при нарушении поперечного равновесия на больших углах атаки применяют предкрылки. Влияние предкрылков на поперечную устойчивость сводится главным образом к тому, что они значительно (на 10—12%) увеличивают критический угол атаки и, следовательно, отдаляют начало авторотации.

Восстанавливающий момент крыла возникает при крене самолета и способствует возвращению его в исходное положение. Причиной возникновения восстанавливающего момента является скольжение.



Фиг. 348. Возникновение восстанавливающего момента крыла при скольжении

Если самолет наклонится влево (фиг. 348), отклонившаяся от вертикали подъемная сила Y крыла вместе с весом G самолета дадут равнодействующую силу K , заставляющую самолет скользить влево. При этом у самолета возникает стремление к развороту по стрелке 1. За счет разворота на внешнем крыле (в данном случае — правом), движущемся с большей скоростью, подъемная сила увеличится, а на внутреннем — уменьшится, вследствие чего появится момент вокруг продольной оси, еще более усиливающий крен.

Однако одновременно, благодаря скольжению влево, образуется косо обтекание крыла; его левая (заштрихованная) кромка явится как бы передней кромкой или ребром атаки, а правая — задней или ребром обтекания. Вследствие косо обтекания центр давления сместится влево, в сторону крыла, выдвинутого вперед, как у плоской пластинки при косо обдувке (см. фиг. 224, б). При этом появится момент Yz , направленный в сторону, обратную крену, и способствующий поперечной устойчивости.

Таким образом, восстанавливающий момент появляется не за счет самого крена (первоначального движения крыла), а за счет последующего движения самолета — скольжения, вызванного креном.

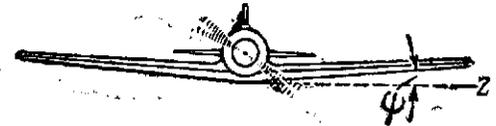
Из сказанного видно, что благодаря повороту самолета возникает момент, ухудшающий поперечную устойчивость, а вследствие скольжения — улучшающий ее. От того, какой момент (заворачивающий или кренящий) окажет большее влияние, и будет зависеть поперечная устойчивость самолета. На этом примере хорошо видна связь между поперечной и путевой устойчивостью.

При неглубоких кренах самолет возвращается в начальное положение самостоятельно; при больших отклонениях летчик усиливает действие восстанавливающего момента крыла работой элеронов.

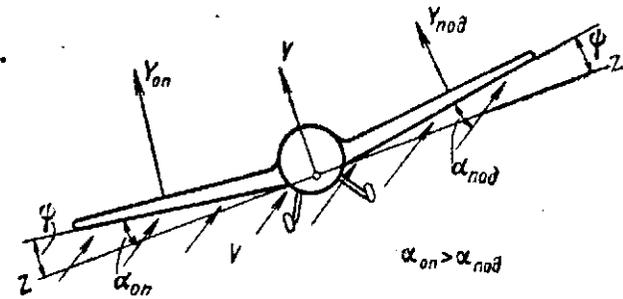
Поперечное V крыльев способствует поперечной устойчивости тем, что оно увеличивает восстанавливающий момент крыла. Поперечным V крыла (фиг. 349) называют угол ψ между передней или задней кромкой крыла и поперечной осью самолета Z . Этот угол образуется в тех случаях, когда концы крыльев несколько приподняты над местом крепления их к фюзеляжу или центроплану.

При возникновении крена ϕ со скольжением у самолета с крылом, имеющим поперечное V , кроме эффекта косо обтекания появляется дополнительный восстанавливающий момент.

Его возникновение объясняется тем, что угол атаки опущенного крыла, на которое скользит самолет (фиг. 350), будет больше, чем у поднятого правого крыла, так как один и тот же поток воздуха составляет с половинами крыльев разные углы атаки: на опущенной половине большие ($\alpha_{\text{оп}}$), чем на поднятой ($\alpha_{\text{под}}$). Вследствие больших углов атаки у левого, опущенного, крыла его подъемная сила $Y_{\text{оп}}$ окажется большей, чем у правого, поднятого крыла. Это и создает дополнительный восстанавливающий момент.



Фиг. 349. Поперечное V крыльев



Фиг. 350. Влияние поперечного V крыльев на поперечную устойчивость самолета

Поперечное V крыльев — наиболее эффективное средство для улучшения поперечной устойчивости самолета.

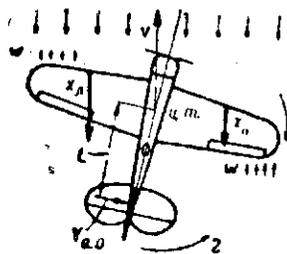
Факторы, влияющие на устойчивость пути

Устойчивостью пути называется способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие пути при небольших отклонениях от него. Это

означает, что устойчивый самолет стремится сохранить приданное ему направление полета, и если самолет случайно повернулся, он должен сам, без участия летчика, возвратиться в первоначальное положение. Устойчивости пути способствуют киль и особые свойства крыла.

Влияние килля. Киль представляет собой часть самолета, имеющей своим основным назначением обеспечить устойчивость пути. Вместе с киллем устойчивости пути способствует руль поворота при условии, что летчик удерживает его педалями.

Если самолет под влиянием внешних сил повернется вправо (стрелка 1 на фиг. 351), то первое время он по инерции будет двигаться в прежнем направлении со скоростью V , вследствие чего возникает скольжение влево. Тогда благодаря давлению воздуха на киль создается момент $Y_{\text{к}} L$, направленный против первоначального разворота (стрелка 2), который и восстановит нарушенное равновесие. Очевидно, с увеличением площади килля и его расстояния до центра тяжести самолета устойчивость пути улучшится. Однако излишнее увеличение площади килля нежелательно, так как это может ухудшить поперечную устойчивость.



Фиг. 351. Влияние килля на сохранение устойчивости пути

При скольжении самолета возникают два момента: вначале заворачивающий и — вокруг оси Y , вследствие обтекания воздухом боковых поверхностей фюзеляжа и килля, и затем кренящий — вокруг оси X , вследствие поворота самолета. Чем больше площадь килля, тем больше момент, вращающий самолет вокруг вертикальной оси, и тем большую скорость приобретает наружное крыло самолета, движущегося по кривой. Это усиливает заворачивающий момент вокруг вертикальной оси, который, как мы уже выяснили, ухудшает поперечную устойчивость. Поэтому вертикальное оперение выгодно увеличивать лишь до таких пределов, чтобы поперечная устойчивость от этого не ухудшалась.

Сопrotивление крыла развороту зависит от скорости при развороте. В момент разворота самолета вправо (см. фиг. 351) вследствие вращения вокруг вертикальной оси на его левое крыло набегает дополнительный поток W воздуха спереди, а на правое — сзади. Скорость потока воздуха у левого крыла слегка увеличивается, у правого — уменьшается. Боковое сопротивление $X_{\text{л}}$ левого крыла оказывается несколько большим, чем $X_{\text{п}}$ правого крыла, что создает некоторый момент, тормозящий разворот. Иначе это же явление можно рассматривать так, как будто центр давления всего крыла сместился влево вследствие движения самолета со скольжением на левое крыло.

Влияние торможения крыла на устойчивость пути невелико: оно может только слегка задержать разворот, не восстанавливая

нарушенного равновесия пути, что аналогично торможению крыла во время крена.

Из всех способов сохранения устойчивости пути основное значение имеет вертикальное оперение и в первую очередь киль. Кроме того, на устойчивость пути сильно влияет поперечная устойчивость самолета, так как если самолет поперечно неустойчив, то он чаще всего оказывается неустойчивым и относительно вертикальной оси.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется поперечной устойчивостью самолета? Покажите моделью движение поперечно устойчивого и неустойчивого самолета.
2. Объясните, как способствует поперечной устойчивости самолета способность крыла сопротивляться крену.
3. На каких углах атаки крыло прекращает сопротивление крену и начинает способствовать ему?
4. В какое время действует тормозящий эффект — во время вращения крыла или после него? Почему?
5. Как возникает восстанавливающий момент крыла?
6. Что является причиной появления восстанавливающего момента — крен или скольжение самолета? Почему?
7. Для чего служит поперечное V крыльев?
8. Каким образом поперечное V улучшает поперечную устойчивость самолета?
9. Что называется устойчивостью пути? Покажите моделью движение самолета устойчивого и неустойчивого относительно осей Y .
10. Что способствует устойчивости пути?
11. Объясните, как киль обеспечивает устойчивость пути.
12. Как возникает торможение крыла во время разворота?

Глава XI

УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Летчик должен иметь возможность не только сохранять заданное положение самолета, но и изменять его по своему желанию — управлять самолетом.

Управляемостью называется способность самолета изменять свое положение в воздухе относительно любой оси под воздействием рулей и переходить с одного режима полета на другой по воле летчика. Это значит, что летчик должен иметь возможность вывести самолет из его состояния равновесия в одних условиях полета и уравновесить его снова, но уже в других условиях, заставив самолет повернуться вокруг его центра тяжести.

Управляемость самолета оценивается: по легкости управления; давлению ручки управления и педалей при отклонении рулей; по запасу рулей, обеспечивающему производство самолетом необходимых эволюций; по запаздыванию во времени, проходящему от начала отклонения руля до начала движения самолета в нужном направлении; по скорости, с которой самолет вращается вокруг своих осей после отклонения рулей.

От управляемости самолета следует отличать его маневренность. Маневренностью самолета называется способность его к быстрому изменению направления, высоты или скорости по-

лета (иначе говоря, способность самолета к выполнению тех или иных фигур и к изменению скорости полета).

Маневренность самолета оценивается по минимальному времени, затрачиваемому на совершение той или другой фигуры, по минимальному ее радиусу (например при вираже), по высоте, набираемой при фигуре (например при петле), по возможностям совершения различных фигур.

Таким образом, основным отличием этих двух понятий является то, что управляемый самолет должен выполнять нужные эволюции при отклонении рулей, но время на эволюцию и характер траектории большого значения не имеют, тогда как для маневренного самолета наиболее важным качеством является именно быстрота перехода от одного режима полета на другой, возможность резко изменить величину и направление скорости.

Как и равновесие, управляемость делится на три вида: продольную — относительно поперечной оси Z , поперечную — относительно продольной оси X и управляемость пути относительно вертикальной оси Y . В действительности все виды управляемости, особенно поперечная и пути, тесно связаны между собой, поэтому такое деление их в известной степени условно и служит лишь для облегчения изучения их.

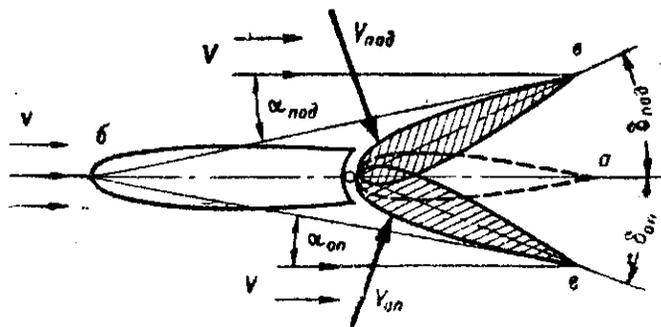
44. Продольная управляемость самолета

Продольной управляемостью называется способность самолета изменять угол атаки и траекторию под действием руля высоты. Помимо руля высоты, траекторию полета можно изменять, увеличивая или уменьшая число оборотов и располагаемую мощность винтомоторной группы, так как при этом изменяется сила тяги винта.

Принцип действия руля высоты

Вращение самолета при отклонении руля высоты происходит следующим образом (фиг. 352).

Если руль высоты и стабилизатор расположены нейтрально относительно потока воздуха (угол атаки между хордой горизонталь-



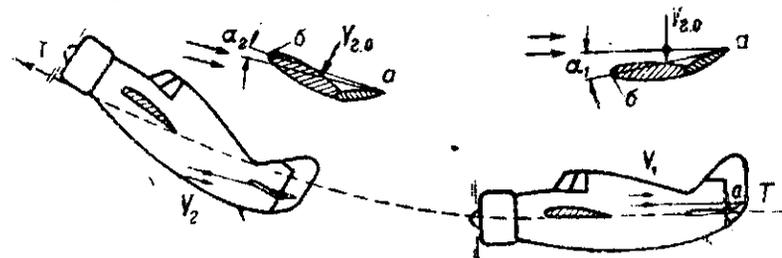
Фиг. 352. Принцип действия руля высоты

ного оперения ab и направлением скорости V воздуха равен 0°), то на горизонтальном оперении вследствие его симметричности подъемная сила не возникает.

При отклонении руля высоты вверх на угол $\delta_{под}$ угол атаки горизонтального оперения (между линией b_1a — новой хордой и направлением скорости воздуха V) изменится до значения $\alpha_{под}$. Кроме того, совместный профиль стабилизатора и руля высоты окажется вогнутым вверх. Вследствие этих причин на горизонтальном оперении появится сила $Y_{под}$, направленная вниз, которая создаст для самолета кабрирующий момент.

Аналогично при опускании руля высоты на угол $\delta_{оп}$ угол атаки оперения (между новой хордой b_2a и направлением скорости V) изменится до значения $\alpha_{оп}$, а профиль станет вогнутым вниз; на горизонтальном оперении появится сила $Y_{оп}$, создающая пикирующий момент.

Зная принцип работы руля высоты, рассмотрим, как происходит управление самолетом вокруг оси Z . Пусть самолет летит горизонтально со скоростью V_1 и его нужно перевести на подъем (фиг. 353). Для этого летчик берет ручку «на себя», изменяя угол



Фиг. 353. Продольная управляемость самолета

атаки руля высоты до значения α_1 . Подъемная сила $Y_{г.о}$ горизонтального оперения окажется направленной вниз, вследствие чего хвостовая часть самолета опустится и самолет перейдет на подъем, двигаясь по траектории TT . Угол атаки крыла при этом станет больше, а так как оперение связано с самолетом, то при этом уменьшится угол атаки горизонтального оперения до значения α_2 (угол между линией ab и направлением скорости V). Такое изменение угла атаки руля высоты задержит дальнейший рост угла атаки крыла вследствие уменьшения подъемной силы горизонтального оперения. Так как угол атаки крыла стал больше, увеличится момент крыла (вследствие увеличения подъемной силы крыла и перемещения вперед центра давления), и летчик должен будет рулем высоты уравновесить самолет на новом режиме подъема.

Таким образом, летчик рулем высоты перевел самолет из горизонтального полета на подъем.

Так как ручка управления остается взятой «на себя», летчик испытывает давление на пальцы. Это давление характеризует сопротивление воздуха отклоненному рулю высоты. Давление воз-

духа на руль как бы «тянет» ручку управления из рук летчика, почему такое ее действие называют тянущим. При даче ручки «себя» она будет давить на ладонь летчика; ее воздействие на ручку летчика в этом случае называют давящим.

У каждого самолета есть такой угол атаки, при котором самолет находится в равновесии и летчик не испытывает при этом никакого давления ручки, вследствие чего самолет может лететь с брошенной ручкой. Такой угол атаки называется балансировочным. Балансировочный угол атаки приблизительно равен установочному углу крыла.

Самолеты с регулируемым в полете стабилизатором или с триммером на руле высоты могут иметь продольную балансировку (продольное равновесие без давления на ручку) на большинстве летных углов атаки и почти любой центровке самолета. В этом и заключается их основное преимущество.

Факторы, влияющие на продольную управляемость

На продольную управляемость влияют следующие факторы: скорость полета, размеры руля высоты и его расстояние до центра тяжести самолета, углы отклонения рулей и вес самолета. Кроме того, на продольную управляемость самолета влияет его продольная устойчивость.

Скорость воздуха относительно рулей. Чем больше скорость воздуха у хвостового оперения, тем лучше управляемость, рули работают более эффективно, так как подъемная сила оперения прямо пропорциональна квадрату скорости. Поэтому управляемость лучше в моторном полете, чем в безмоторном, и в полете на большой скорости, чем на малой. На малых скоростях полета (второй режим горизонтального полета, парашютирование и т. д.) возможна полная потеря управляемости или значительное ее снижение. Практически это означает, что на указанных скоростях самолет очень плохо слушается рулей.

Площадь и расстояние от руля высоты до центра тяжести. Чем больше площадь руля высоты, тем лучше управляемость самолета, тем быстрее он выполняет нужный маневр. Чем дальше расположен руль высоты от центра тяжести самолета, тем хуже управляемость, так как с увеличением расстояния L (см. фиг. 331) увеличивается время, необходимое для поворота самолета вокруг поперечной оси, и тормозящее действие самого горизонтального оперения, возникающее при его движении вверх или вниз. Продольная устойчивость самолета в этом случае улучшается.

Углы отклонения руля высоты. С увеличением углов отклонения δ руля высоты (см. фиг. 332 и 352) подъемная сила горизонтального оперения увеличивается, но лишь до известного предела — до критического угла атаки оперения. Поэтому руль высоты отклоняют не больше $25-35^\circ$, причем отклоняют вверх ($\delta_{\text{пол}}$) обычно больше, чем вниз ($\delta_{\text{он}}$). Это объясняется необходимостью обеспечить посадку самолета на больших углах атаки, для чего

необходима большая подъемная сила горизонтального оперения, направленная вниз.

Так как горизонтальное оперение должно давать подъемную силу различного направления (вверх и вниз), для стабилизатора и руля высоты чаще всего применяют симметричные профили.

Вес самолета. Чем больше вес самолета, тем больше его масса и инертность и тем труднее нарушать равновесие самолета, т. е. управлять им. Поэтому тяжелые самолеты имеют худшую управляемость, чем легкие.

Кроме того, на продольную управляемость влияет еще и размещение грузов. Чем они ближе к центру тяжести, тем легче отклонить самолет в ту или другую сторону, тем лучше управляемость самолета.

Продольная устойчивость самолета. Устойчивый самолет стремится сохранить определенное состояние равновесия, как бы сопротивляясь всяким его нарушениям. Для хорошей управляемости необходимо, чтобы самолет легко изменял состояние равновесия. Поэтому, когда летчик отклоняет руль высоты, устойчивый самолет, сопротивляясь силе, нарушающей состояние равновесия самолета, тормозит, задерживает то вращение, ради которого летчик отклоняет руль высоты.

Таким образом, устойчивость самолета ухудшает его управляемость.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется управляемостью самолета? Как она осуществляется?
2. Что называется маневренностью самолета? В чем ее основное отличие от управляемости?
3. Перечислите виды управляемости.
4. Какое свойство самолета называют продольной управляемостью?
5. Поясните принцип работы руля высоты.
6. Какой угол атаки называется балансировочным?
7. Какое преимущество дает подвижной стабилизатор или триммер в продольной балансировке самолета?
8. Какие факторы влияют на продольную управляемость?
9. При каких скоростях управляемость лучше? Почему?
10. Как влияют на управляемость размеры руля высоты и его расстояние до центра тяжести самолета?
11. До каких пределов выгодно увеличивать отклонение руля высоты вверх или вниз? Почему?
12. Почему руль высоты отклоняется вверх больше, чем вниз?
13. Какой самолет при прочих равных условиях более устойчив — загруженный или без груза?
14. Где выгоднее располагать грузы, чтобы управляемость самолета была лучше?
15. Как влияет на управляемость самолета его устойчивость? Почему?

45. Поперечная управляемость и управляемость пути

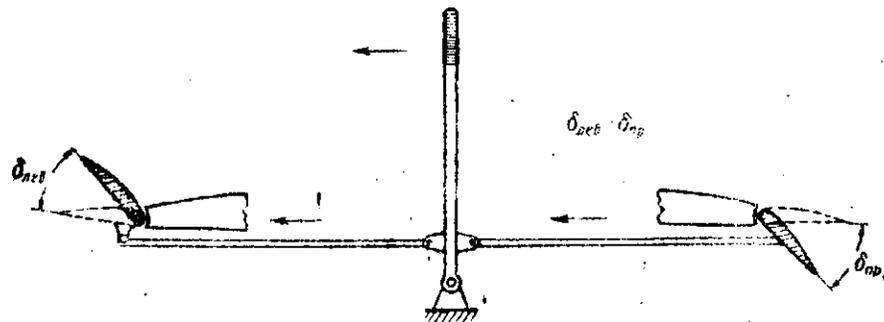
Поперечная управляемость и управляемость пути так же тесно связаны между собой, как равновесие и устойчивость самолета вокруг соответствующих осей.

Поперечной управляемостью называется способность самолета крениться под действием элеронов.

Элероны по своей конструкции могут быть простые и дифференциальные, в зависимости от чего изменяется и их действие.

Работа простых элеронов

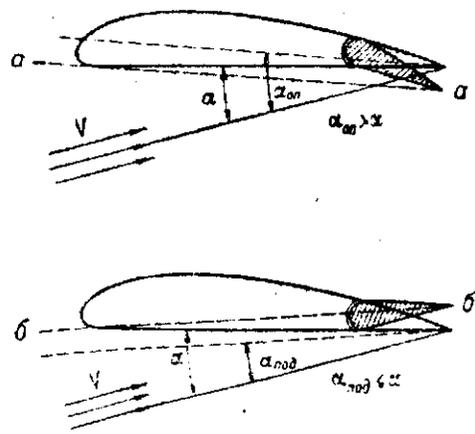
Работа простых элеронов на малых углах атаки. Простыми элеронами (фиг. 354) называются элероны, отклоняющиеся на одинаковую величину вверх и вниз.



Фиг. 354. Простые элероны

Представим себе самолет в полете с небольшим углом атаки α . Летчик дал ручку влево, опустив этим правый элерон и подняв левый на один и тот же угол. От этого изменятся и углы атаки крыла.

По схеме (фиг. 355) видно, что у крыла с опущенным элероном угол атаки увеличился ($\alpha_{оп}$ вместо α), так как новая хорда крыла aa образуется с направлением потока воздуха большим углом $\alpha_{оп}$, чем хорда крыла с неотклоненным элероном. Кроме того, профиль этого крыла стал более вогнутым. Наоборот, у крыла с поднятым элероном новая хорда bb образуется с направлением потока воздуха меньшим углом атаки $\alpha_{под}$, причем его профиль становится менее вогнутым.



Фиг. 355. Углы атаки крыльев с опущенными и поднятыми элеронами

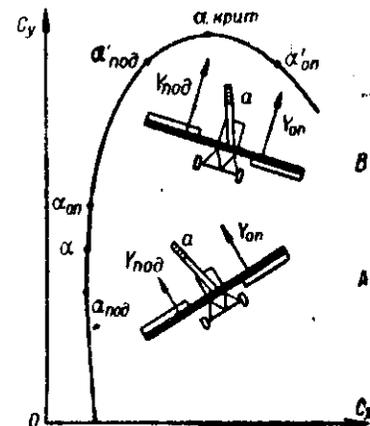
Большая подъемная сила на правом крыле с опущенным элероном заставит самолет накрениться влево (фиг. 356, А). В этом случае самолет идет за ручкой a , что совпадает с намере-

нием летчика. Кроме того, увеличение c_y достигается за счет большей вогнутости профиля у крыла с опущенным элероном, что совпадает с явлением, возникающим при опускании закрылка (см. раздел 16). Это видно по фиг. 212, где показаны кривые Лилиенталя для исходного крыла и крыльев с опущенным и поднятым на 10° закрылком (что аналогично такому же отклонению элеронов). Очевидно, на крыле с опущенным элероном (точка a) коэффициент c_y больше (он равен 1,65), чем на крыле с поднятым элероном (точка b), где c_y равен только 0,7.

Отметим, что вместе с коэффициентом c_y изменится и коэффициент лобового сопротивления c_x . Крыло с опущенным элероном имеет несколько больший коэффициент c_x , чем крыло с поднятым элероном, поэтому лобовое сопротивление правого крыла больше, чем левого; правое крыло несколько подтормаживается, и самолет начинает разворачиваться вправо. При развороте вправо левое крыло имеет большую скорость; его подъемная сила начинает возрастать, противодействуя этим основному кренящему моменту, полученному вследствие разности коэффициентов c_y . При полете на малых углах атаки этот противодействующий момент невелик и практически не ощущается. Однако на средних углах атаки разница коэффициентов c_x довольно значительна (см. фиг. 212, точки a и b), поэтому можно сделать вывод: кренящий момент за счет разворота самолета вследствие разности коэффициентов c_x и лобовых сопротивлений противодействует основному крену за счет разности коэффициентов c_y и подъемных сил, ухудшая этим поперечную управляемость самолета.

Работа простых элеронов на больших углах атаки. На малых и средних углах атаки кренящий момент от подъемных сил был практически больше, чем от лобовых сопротивлений крыльев, и самолет кренился в сторону ручки.

Совсем не так будет в полете на больших углах атаки. Пусть самолет летел на $\alpha_{крит}$. Дав ручку влево, летчик обнаружит, что самолет кренится не влево, как раньше, а вправо (фиг. 356, В). Объясняется это следующим. Угол атаки $\alpha'_{оп}$ правого крыла с опущенным элероном попрежнему больше угла атаки $\alpha'_{под}$ левого крыла с поднятым элероном, но как видно из кривой Лилиенталя, коэффициенты c_y (и подъемные силы крыльев) мало отличаются один от другого. В зависимости от того, как резко падает c_y за критическим углом атаки, может оказаться, что подъемная сила на крыле с поднятым элероном будет больше, чем на крыле с опущенным элероном, хотя его угол атаки и меньше ($\alpha'_{под} < \alpha'_{оп}$).

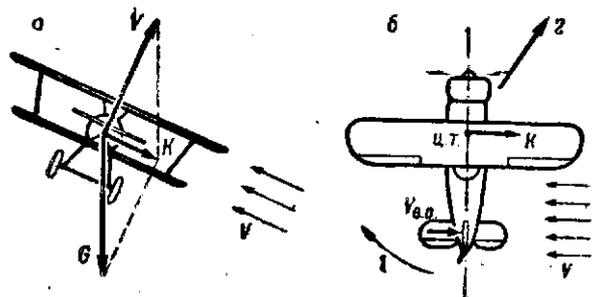


Фиг. 356. Действие простых элеронов на малых и больших углах атаки

Таким образом, основной кренящий момент за счет подъемных сил будет мал, а в худшем случае даже направлен в обратную сторону.

Что касается момента сил лобовых сопротивлений крыльев (от разности коэффициентов c_x), то здесь разность сил оказывается довольно значительной. Лобовое сопротивление правого крыла значительно больше, чем левого, и самолет получит сильное стремление к развороту вправо. Вследствие этого разворота на его левом крыле возникнет большая подъемная сила $Y_{под}$, чем на правом ($Y_{оп}$), которая и накренит самолет вправо.

Таким образом, при отклоненной влево ручке управления самолет накренится вправо. Это явление называется обратной поперечной управляемостью. Чем резче падает c_x за критическим углом атаки, тем сильнее проявляется обратная управляемость. Особенно это опасно при посадке, когда случайный порыв ветра накренит самолет в одну сторону, а летчик с целью



Фиг. 357. Разворот самолета при крене

выправить крен даст ручку в другую сторону, забыв об обратной поперечной управляемости на критическом угле атаки. На самолете с простыми элеронами ручку при посадке пришлось бы давать в ту же сторону, куда накренился самолет, иначе неизбежна авария.

Крен и разворот. Выше было упомянуто, что как только летчик нарушит поперечное равновесие самолета, так нарушается и его равновесие пути. Во время полета это бывает очень часто, поэтому рассмотрим это более подробно.

На фиг. 357, а показана схема самолета, наклоненного элеронами вправо. При таком положении подъемная сила крыльев самолета отклонится от вертикали вправо. Если силу Y сложить с силой веса самолета G , получим силу K — равнодействующую сил Y и G . Эта новая сила заставит самолет скользить вправо. При этом на боковую поверхность фюзеляжа и вертикальное оперение самолета будет набегать поток воздуха V , который отклонит хвостовую часть самолета влево (по стрелке 1, фиг. 357, б), следовательно, самолет повернется вправо. Таким образом, правый крен самолета вызывает и поворот его вправо. При левом крене самолет будет поворачиваться влево.

Чтобы устранить нежелательный поворот, летчик дает левую ногу вперед, отклоняя руль поворота влево. На вертикальном

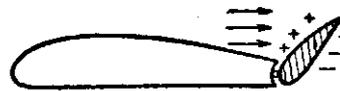
оперении возникает сила $Y_{до}$, которая и удерживает самолет от поворота. Тогда самолет будет скользить по прямой вправо (по стрелке 2).

Такой полет самолета называют скольжением на крыло. Его применяют во время посадки для уточнения места приземления самолета, причем скольжение увеличивает лобовое сопротивление, а с ним и угол планирования самолета, без увеличения скорости полета. Это позволяет преодолевать высокие препятствия в полосе подходов к аэродрому без увеличения длины пробега (см. фиг. 282).

Работа дифференциальных и щелевых элеронов и элеронов типа Фрайз

Для того чтобы улучшить поперечную управляемость на больших углах атаки, применяют элероны: дифференциальные, щелевые и типа Фрайз.

Дифференциальными элеронами называются такие элероны, отклонение которых вверх и вниз неодинаково: обычно вниз на $10-12^\circ$, а вверх на $25-30^\circ$. Вследствие различного отклонения элеронов сопротивление крыла с поднятым элероном становится больше и приближается к сопротивлению крыла с опущенным элероном; этим уменьшается заворачивающий момент, возникающий у простых элеронов за счет разности лобовых сопротивлений.



Фиг. 358. Увеличение сопротивления крыла при большом отклонении элерона вверх



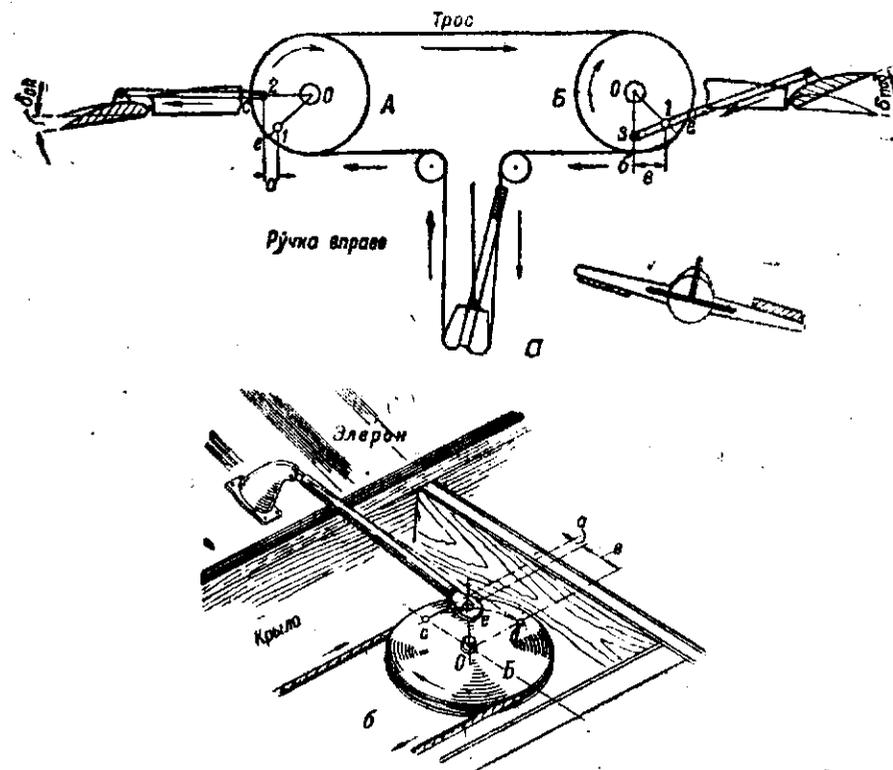
Фиг. 359. Роль дифференциальных элеронов на больших углах атаки

Увеличение лобового сопротивления крыла с поднятым элероном, несмотря на меньший угол атаки этого крыла, объясняется повышением давления впереди элерона, установленного под очень большим углом к воздушному потоку (фиг. 358), и понижением давления сзади элерона. Кроме того, благодаря большому подъему элерона вверх угол атаки на этом крыле уменьшается более резко, чем с простыми элеронами, вследствие чего увеличивается и основной кренящий момент за счет разности подъемных сил. Крыло с опущенным элероном при угле атаки $\alpha_{оп}$ имеет больший c_x , и следовательно, большую подъемную силу, чем крыло с поднятым элероном, угол атаки которого равен $\alpha_{под}$, что видно из диаграммы (фиг. 359).

Таким образом, улучшается поперечная управляемость на больших углах атаки, и при ручке, отклоненной вправо, самолет также

накренится вправо. За критическим углом атаки дифференциальные элероны все же не дают нужного эффекта.

Конструктивно дифференциальное (различное) отклонение элеронов достигается так (фиг. 360). Главные ролики А и Б при откло-



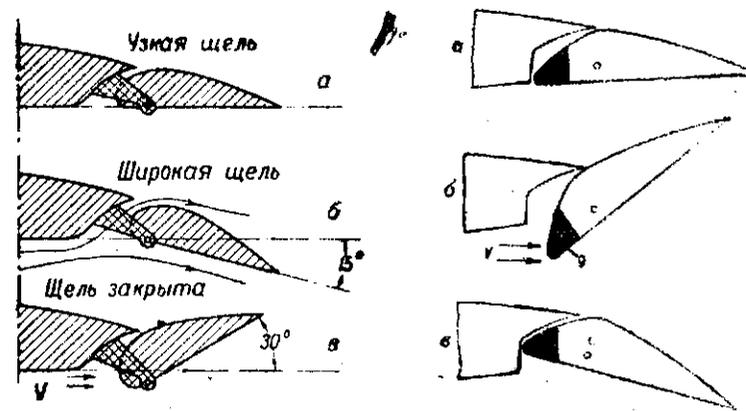
Фиг. 360. Схема дифференциального управления элеронами

нении ручки вправо поворачиваются на одинаковый угол ($\angle eOb = \angle eOc$), так как их приводит в движение один и тот же трос. Концы тяг элеронов, укрепленные на главных роликах в точках 1, перемещаются вместе с ними, причем тяга опускающегося элерона переместится в точку 2, а тяга поднимающегося элерона переместится из точки 1 в точку 3. При одинаковом угловом перемещении концов тяг 1 их поступательное движение оказывается неодинаковым: на опускающемся элероне — меньше (расстояние а), а на поднимающемся — больше (расстояние в). Вследствие этого элероны получают неодинаковое угловое отклонение: вверх — больше ($\delta_{под}$), вниз — меньше ($\delta_{оп}$). Установка главного ролика в крыле показана на фиг. 360, б.

Дифференциальное управление применяется на большинстве самолетов, причем конструктивно оно может выполняться различными принципами действия не изменяется.

Щелевые элероны по своей конструкции и принципу работы имеют много общего с закрылками. На фиг. 361, а, б и в показаны различные положения щелевого элерона.

Крыло с опущенным элероном (фиг. 361, б) на больших углах атаки имеет увеличенное значение коэффициента c_x , по тем же причинам, что у крыла с закрылком (во-первых, увеличение вогнутости крыла и, во-вторых, рост скорости потока воздуха над элероном и всем крылом благодаря профилированной щели между элероном и крылом). Поэтому подъемная сила и основной кренящий момент крыла от опускания элерона возрастают. Кроме того, опущенный элерон, будучи поднятым, увеличивает лобовое сопротивление крыла, так как поток воздуха набегающий на опущенный вниз ребро элерона (фиг. 361, в). Этим в известной степени уравнива-



Фиг. 361. Действие щелевых элеронов

Фиг. 362. Элероны типа Фрайз

ются лобовые сопротивления обоих крыльев, вследствие чего противодействующий момент от разницы коэффициентов c_x становится меньше. Для большей эффективности щелевые элероны делают еще и дифференциальными. Недостатком щелевых элеронов является повышенное лобовое сопротивление крыла при нейтральных элеронах.

На некоторых самолетах щелевые элероны имеют специальное устройство для одновременного опускания обоих элеронов вниз. Тогда они работают как обычные закрылки, уменьшая посадочную скорость самолета. Интересно то, что поперечная управляемость при этом не нарушается. Летчик, опустив при помощи специального механизма (механизм зависания) оба элерона вниз, может в случае необходимости кренить самолет, действуя ручкой управления.

Элероны типа Фрайз. Схема действия элерона типа Фрайз показана на фиг. 362, а, б и в. Основное назначение этих элеронов — уравнивать лобовые сопротивления крыльев с поднятым и опущенным элеронами.

Так как носок g поднятого элерона (фиг. 362, б) сильно выступает вниз, под крыло, он резко увеличивает лобовое сопротивление этого крыла и уничтожает этим заворачивающий момент от разности лобовых сопротивлений крыльев. Кроме того, элерон Фрайз уменьшает коэффициент подъемной силы крыла с поднятым элероном. Обтекание крыла с опущенным элероном особенностей не имеет (фиг. 362, в); здесь увеличиваются угол атаки, вогнутость крыла и его коэффициенты C_x и C_z .

Главным преимуществом элеронов типа Фрайз перед щелевыми является меньшее лобовое сопротивление крыла при неотклоненных элеронах. Поэтому их применяют сейчас очень широко, особенно на скоростных самолетах, на которых они вытесняют щелевые элероны. Элероны Фрайз делают одновременно и дифференциальными. Так как ось вращения элеронов Фрайз расположена почти в центре давления элерона, управление ими легче, чем простыми элеронами.

Из рассмотрения всех способов улучшения поперечной управляемости на больших углах атаки видно, что основной целью их является стремление увеличить подъемную силу крыла с опущенным элероном и увеличить лобовое сопротивление крыла с поднятым элероном.

Поперечная управляемость самолета улучшается:

- 1) при увеличении скорости полета и площади элеронов;
- 2) при уменьшении размаха крыльев самолета;
- 3) при уменьшении веса самолета и расположении грузов вблизи его центра тяжести;
- 4) при уменьшении поперечной устойчивости самолета.

Управляемость пути

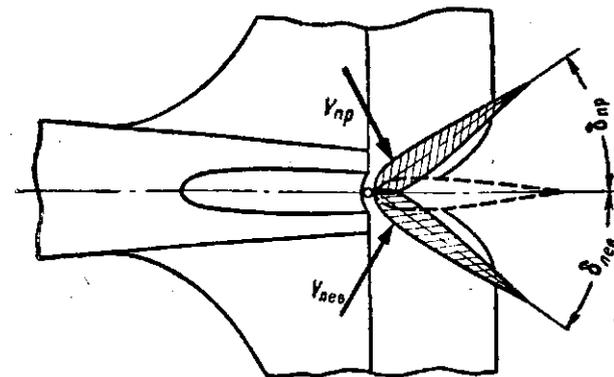
Управляемостью пути называется способность самолета поворачиваться вокруг вертикальной оси под действием руля поворота.

На управляемость пути влияют: скорость полета, площадь руля поворота, расстояние от центра тяжести самолета до центра давления вертикального оперения, вес самолета, расположение на нем грузов, устойчивость пути.

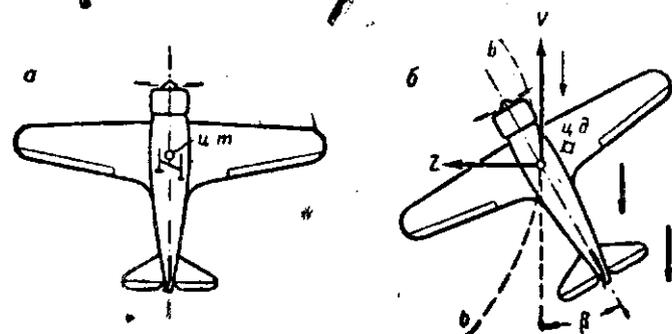
Принцип действия руля поворота не отличается от принципа работы руля высоты.

При отклонении руля поворота вправо от нейтрального положения (фиг. 363) увеличивается угол атаки и вогнутость вертикального оперения, на котором поэтому создается сила Y_{np} ; сила Y_{np} отклоняет хвостовую часть фюзеляжа влево, а носовую — вправо. При отклонении руля поворота влево по тем же причинам на вертикальном оперении создается сила $Y_{лев}$, разворачивающая самолет влево.

Руль поворота, в отличие от руля высоты, отклоняется обычно в обе стороны одинаково ($25-30^\circ$), хотя иногда встречаются самолеты с различным отклонением руля поворота вправо и влево. Особенность действия руля поворотов как органа управления за-



Фиг. 363. Принцип действия руля поворота



Фиг. 364. Скольжение самолета под действием отклоненного руля поворота

ключается в том, что отклонение руля приводит первоначально не к изменению траектории движения самолета в горизонтальной плоскости, а к тому, что самолет начинает двигаться со скольжением:

Если летчик в полете дал вперед левую ногу (фиг. 364, а), то отклоненный влево руль поворота развернет самолет влево (фиг. 364, б). Однако траектория движения изменится не сразу, так как вначале центр тяжести самолета будет по инерции двигаться в прежнем направлении V . Возникает скольжение с углом β , так как продольная ось самолета не совпадает с направлением движения. Вследствие скольжения на фюзеляж набежит поток воздуха (стрелки c), у самолета появится неуравновешенная боковая сила Z , изменяющая траекторию движения из прямолинейной в криволинейную (bb). Сила Z является в данном случае силой, отклоняющей траекторию полета bb влево, т. е. в ту сторону, куда отклонен руль поворота. Затем самолет начнет крениться в сторону руля (влево), и если такой крен нежелателен, летчик даст ручку в обратную сторону (вправо). Крен появляется вследствие перемещения центра давления из плоскости симметрии вправо в сторону крыла, движущегося впереди. В итоге получается правое скольжение самолета без крена.

Таким образом, отклонение одного руля поворота заставляет самолет вначале скользить и лишь затем изменять траекторию полета.

Из сказанного видно, насколько тесно связаны между собой управляемость поперечная и пути. Отклонение элеронов вызывает не только крен, но и разворот; движение рулем поворота, кроме разворота, вызывает крен. Поэтому об этих видах управляемости говорят обычно, не разделяя их.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется поперечной управляемостью самолета?
2. Как делятся элероны?
3. Какие элероны называют простыми?
4. Как работают простые элероны на малых углах атаки?
5. Как возникает обратный крен самолета при отклонении простых элеронов на больших углах атаки?
6. Какое явление называется обратной поперечной управляемостью? Чем оно опасно?
7. Какими мерами улучшают поперечную управляемость на больших углах атаки?
8. Какие элероны называются дифференциальными? Как достигается различное отклонение элеронов вверх и вниз от одной ручки управления? (при ответе использовать рис. 360).
9. Каким образом с помощью дифференциальных элеронов улучшается поперечная управляемость?
10. Для чего служат щелевые элероны?
11. Нарисуйте щелевой элерон в поднятом и опущенном положениях и объясните его работу в обоих случаях.
12. Для чего служат элероны типа Фрайз?
13. Нарисуйте элерон Фрайз в двух положениях и объясните, как он работает.
14. Как при крене самолета возникает разворот?
15. Какое движение самолета называют скольжением на крыло? Как оно получается?
16. Какие факторы и как влияют на поперечную управляемость?
17. Дайте определение управляемости пути. Какие факторы влияют на нее? Как именно?
18. В чем заключается принцип действия руля поворота?
19. Почему отклонение руля поворота вызывает скольжение самолета?

46. Компенсаторы рулей и элеронов

Управление самолетом требует иногда от летчика больших усилий. Так, если нужно перевести самолет на кабрирование, летчик берет ручку «на себя», отклоняя руль высоты вверх (фиг. 365); при этом на руле возникает сила Y , которая создает момент относительно оси вращения руля высоты, совпадающий с его ребром атаки (точка $ш$). Этот момент называют шарнирным и обозначают $M_{ш}$; в данном случае

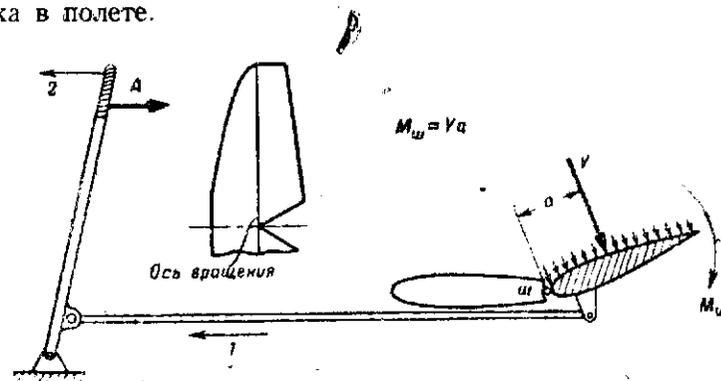
$$M_{ш} = Ya.$$

Шарнирный момент представляет собой сопротивление воздуха, возникающее при отклонении рулей. Аэродинамические силы, препятствующие в данном случае поднятию руля высоты, действуют на тягу и ручку управления в направлении, показанном стрелками 1 и 2. Очевидно, удерживая ручку управления, лет-

чик будет испытывать тянущее давление на пальцы, ручка будет стремиться «уйти» от него вперед.

Таким образом, для преодоления шарнирного момента руля высоты при взятии ручки «на себя» летчик должен приложить к ней некоторую силу A . Очевидно, для опускания руля высоты к ручке следует приложить силу в направлении, обратном действию силы A , причем ручка управления будет при этом давить на ладонь.

Усилие на ручку летчик должен прикладывать не только для того, чтобы перевести самолет на новый режим полета, но и для того, чтобы удержать его длительное время на новом режиме подъема, планирования и т. д. Это еще больше затрудняет работу летчика в полете.



Фиг. 365. Шарнирный момент руля высоты без компенсации

Чем больше подъемная сила Y оперения (фиг. 365) и ее расстояние a до шарнира, тем больше усилие, затрачиваемое летчиком, и тем труднее управление самолетом. Чтобы облегчить управление самолетом, применяют ряд так называемых компенсаторов (роговые, осевые, флеттнеры и др.), общим назначением которых является разгрузить летчика от давления на ручку.

Роговая компенсация. Одно из средств, облегчающих управление самолетом, — роговая компенсация рулей.

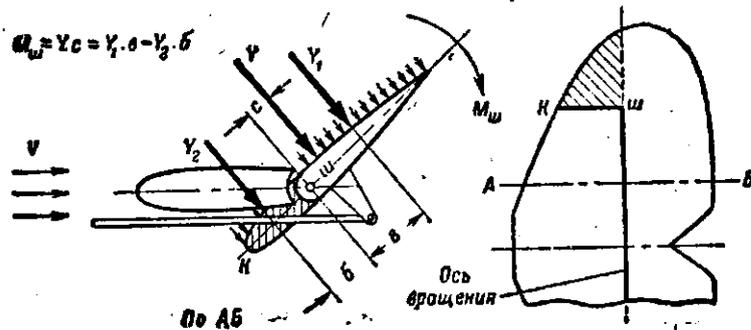
На фиг. 366 изображен руль высоты с роговой или наружной компенсацией (компенсирующая площадь заштрихована). Конструкция рогового компенсатора сводится к тому, что на конце руля, впереди его оси вращения, помещается дополнительная площадь руля — рог.

Работает он так: при отклонении руля высоты, например вверх, на него набегает поток воздуха, вследствие чего на руле возникает сила Y , которая состоит из двух частей Y_1 и Y_2 , причем $Y = Y_1 + Y_2$.

Сила Y_1 получается на площади руля высоты, расположенной зади оси вращения руля (шарнир $ш$). Она создает шарнирный момент $M_{ш}$ вокруг оси вращения руля, равный $Y_1 a$ и направленный по часовой стрелке.

Сила Y_2 получается на заштрихованной, компенсирующей площади руля. Она дает момент относительно точки $ш$, равный Y_2b , но направленный против движения часовой стрелки.

По отношению к центру тяжести самолета обе силы Y_1 и Y_2 дают моменты, действующие в одну сторону, но по отношению к шарниру их моменты направлены в разные стороны. Когда впереди оси вращения руля не было площади рога (см. фиг. 365), летчик должен был преодолевать момент Y_1a . Теперь же ему приходится преодолевать меньший момент Y_1c , равный разности $Y_1c - Y_2b$. Очевидно, и отклонить руль и удержать его в отклоненном положении будет много легче. Таким образом, роговой компенсатор как бы уменьшил плечо силы Y .



Фиг. 366. Шарнирный момент руля высоты с роговой компенсацией

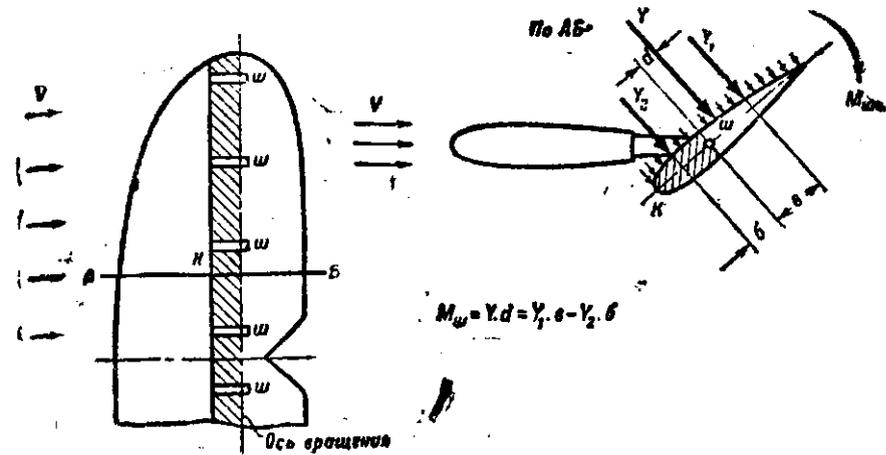
Недостаток роговой компенсации заключается в том, что степень компенсации зависит от угла отклонения руля, и поэтому она непостоянна. При малых отклонениях руля роговая компенсация работает хорошо, при больших — плохо, так как выступающая наружу площадь руля при этом плохо обтекается. Кроме того, щель образующаяся при отклонении руля, увеличивает сопротивление оперения.

Роговая компенсация чаще всего применяется на рулях поворота и высоты. На элеронах она встречается реже.

Осевая компенсация. При осевой, или внутренней, компенсации площадь, облегчающая управление, расположена в передней части руля высоты, между стабилизатором и осью вращения руля (на фиг. 367 заштрихована). Таким образом, ось вращения руля не совпадает с его ребром атаки, в противоположность рулю с роговым компенсатором. Конструкция узла подвески руля с осевой компенсацией показана на фиг. 80.

Принцип работы осевой компенсации не отличается от принципа работы роговой компенсации; здесь также отклонение руля облегчается тем, что моменты Y_1a и Y_2b направлены в разные стороны и что суммарный момент Yd такого руля меньше шарнирного момента $Mш$ руля без компенсации (см. фиг. 365).

Осевая компенсация в отличие от роговой хорошо работает при больших отклонениях руля высоты и плохо при малых, так как в



Фиг. 367. Шарнирный момент руля высоты с осевой компенсацией

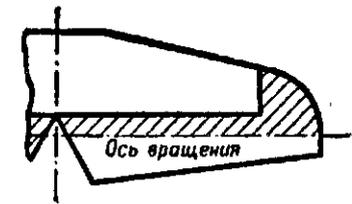
последнем случае компенсирующая площадь оказывается затененной стабилизатором.

Осевая компенсация применяется очень широко на всех органах управления, в том числе и на элеронах.

Чтобы устранить недостатки роговой и осевой компенсаций, их применяют вместе, и тогда рули хорошо компенсируются и при малых и при больших отклонениях (смешанная компенсация). Руль со смешанной компенсацией изображен на фиг. 368.

На первый взгляд кажется, что выгодно расположить ось вращения руля в его центре давления, и тогда летчик совершенно не будет испытывать давления ручки. Но это практически невозможно, так как центр давления является подвижной точкой, положение которой изменяется в зависимости от углов атаки руля высоты. Кроме того, полное устранение давления ручки нежелательно, так как по нему летчик чувствует самолет и может своевременно реагировать на его поведение. Поэтому обычно полной компенсации не добиваются.

Компенсатор Флеттнера. На фиг. 369 показана схема работы компенсатора Флеттнера, называемого просто флеттнером. От триммера он отличается тем, что в воздухе летчик может управлять только основным рулем. Отклонение дополнительного руля, врезаемого в основной, осуществляется автоматически благодаря тяге ab , шарнирно связанной с неподвижным стабилизатором и самим компенсатором. Длину тяги ab можно регулировать на земле.

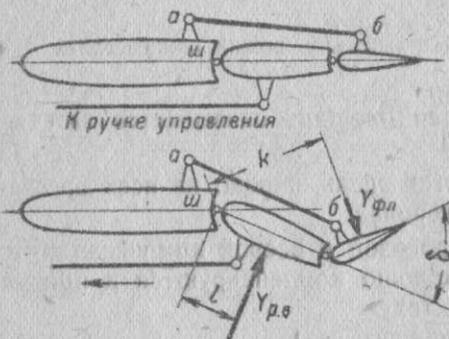


Фиг. 368. Руль высоты со смешанной компенсацией

Облегчение управления получается благодаря тому, что момент руля высоты, равный $Y_{р.в} \cdot l$, относительно точки $ш$ погашается моментом флетнера $Y_{фл} \cdot k$. Очевидно, равнодействующая сила $Y_{р.в}$ и $Y_{фл}$ пройдет ближе к оси вращения руля, и потому шарнирный момент будет меньше, чем у руля без компенсатора.

Отличием этого компенсатора от триммера является то, что он не дает полного уничтожения давления ручки при всех углах отклонения рулей, а только на тех углах атаки, для которых отрегулирована тяга ab . Кроме того, угол δ между рулем и флетнером не является постоянным и зависит от положения руля.

Так как основной руль и флетнер отклоняются всегда в разные стороны, возникающие на них воздушные силы никогда не бывают направлены в одну сторону, поэтому сила Y , создаваемая всем хвостовым оперением, равна не сумме сил $Y_{р.в}$ и $Y_{фл}$, как при осевой компенсации, а их разности. По этой причине рули с флетнером



Фиг. 369. Работа компенсатора Флетнера руля высоты

должны иметь несколько большую площадь, чем, например, рули с осевой компенсацией.

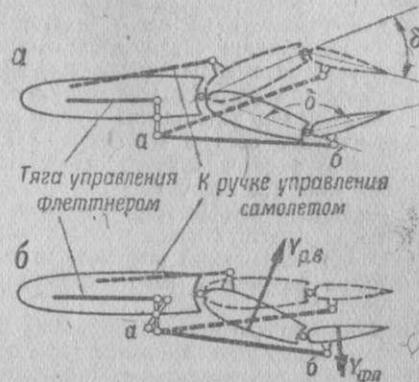
Компенсаторы Флетнера применяются на всех рулях. Они дают возможность уменьшить давление ручки как в момент ее отклонения, так и в дальнейшем, при сохранении нового режима полета.

Если сделать тягу ab регулируемой в полете, получится так называемый управляемый флетнер (флетнер-триммер), с помощью которого можно снять давление ручки управления или ножных педалей при любом положении подвижных рулей. Если летчик отклоняет основной руль ручкой управления (фиг. 370, а), управляемый флетнер работает как обычный флетнер (см. фиг. 369), угол δ изменяется автоматически. Если же летчик отклоняет непосредственно флетнер с помощью тяги управления флетнером (или штурвалом, как у триммера), управляемый флетнер изменяет положение руля, не вызывая давления на ручку управления от воздушной нагрузки на руль. В этом случае управляемый флетнер работает как триммер; летчик затрачивает усилие только на то, чтобы отклонить флетнер. Установив флетнер под определенным углом δ к рулю высоты и отклонив этим на определенный угол руль высоты, летчик сохраняет продольное равновесие самолета и разгружает себя от давления на ручку.

Кроме перечисленных способов, давление на ручку можно уменьшить применением подвижного стабилизатора и триммера, как это было разобрано выше. Разница между ними и разобранными в данном параграфе средствами компенсации заключается в том, что в момент отклонения руля триммер и стабилизатор давления с ручки не снимают, если одновременно с отклонением ручки

или педали не вращать штурвал стабилизатора или триммера. Стабилизатор и триммер уравновешивают давление на ручку уже после отклонения руля. Что касается других видов компенсации, то они облегчают работу летчика как в самый момент отклонения руля, так и после его отклонения.

Рассмотрев основные способы уменьшения давления командных рычагов на руку или ногу летчика, можно сделать вывод, что основной принцип их работы — уменьшение шарнирного момента благодаря перемещению равнодействующей силы Y руля ближе к его оси вращения.

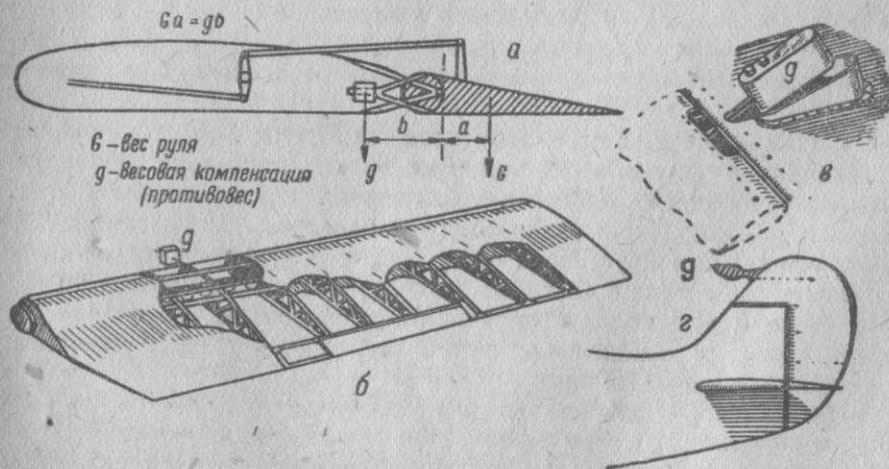


Фиг. 370. Управляемый флетнер: а — схема работы флетнера при отклонении основного руля; б — схема работы флетнера при отклонении его летчиком

Весовая компенсация. В последнее время часто применяется весовая компенсация рулей. Она заключается в том, что в передней части руля жестко укрепляется груз, благодаря которому центр тяжести руля передвигается ближе к его оси вращения.

Весовая компенсация может применяться на всех без исключения рулях. Основное назначение весовой компенсации рулей — борьба с вибрацией (частыми колебаниями) рулей.

На фиг. 371 показано обычное расположение весовых компенсаторов в ребра атаки рулей. На руле высоты весовая компенсация укрепляется на специальном стержне, входящем внутрь фюзеляжа (фиг. 371, а), что позволяет уравновесить вес G руля высоты меньшим дополнительным весом g за счет большего



Фиг. 371. Расположение весовых компенсаторов рулей

плеча b . Расположение весовых компенсаторов (грузы g) на других рулях показано на фиг. 371, б, в, г.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какой момент называют шарнирным? Что он представляет собой?
2. Каким образом сказывается шарнирный момент на работе летчика?
3. Перечислите виды компенсаторов рулей.
4. Нарисуйте роговой компенсатор и объясните его работу. В чем заключаются его недостатки? Когда роговая компенсация работает лучше?
5. Нарисуйте осевую компенсацию и объясните ее работу. Сравните работу осевой и роговой компенсации. Как конструктивно выполнена осевая компенсация (см. фиг. 80)?
6. Нарисуйте компенсатор Флеттнера и объясните его работу.
7. Какая конструктивная разница между флеттнером и триммером?
8. В чем особенности конструкции и работы управляемого флеттнера?
9. Какая разница в работе между флеттнером, триммером и флеттнер-триммером?
10. Для чего служат компенсаторы роговые, осевые и флеттнеры? Чем отличаются от этих компенсаторов триммер и стабилизатор?
11. В какой момент снимают давление с ручки компенсаторы различных типов?
12. Для чего применяется весовая компенсация рулей? Где она размещается?

47. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета

Понятия равновесие, устойчивость и управляемость самолета очень важны, поэтому напомним их основные свойства.

Равновесие — это такое состояние самолета, когда он летит, не вращаясь вокруг своих осей, так как моменты сил, действующих на самолет, взаимно уравновешиваются. Иногда равновесие достигается без участия летчика, иногда для поддержания равновесия летчик приводит в действие подвижные органы управления — рули высоты, поворота и элероны.

Устойчивость — это такое свойство самолета, которое не дает внешним силам нарушать его состояние равновесия, а в случае нарушения равновесия возвращает самолет в исходное положение. Обеспечивается устойчивость самолета в первую очередь неподвижными частями оперения и особыми свойствами крыльев.

Управляемость — это такое свойство самолета, которое позволяет летчику в любой момент нарушить состояние равновесия самолета на одном режиме и уравновесить его на любом другом. Если для соблюдения равновесия требовалось, чтобы самолет не имел вращения вокруг своих осей, то для управляемости, наоборот, главным требованием является легкость поворота самолета вокруг его осей. Достигается управляемость посредством отклонения тех же подвижных рулей; облегчается отклонение рулей с помощью различных компенсаторов.

Иначе говоря, самолет в равновесии, если он не вращается; самолет управляем, если летчик может его повернуть; самолет устойчив, если, будучи повернут внешней силой, он сам возвращается в исходное положение.

Различные состояния самолета предъявляют к нему неодинаковые требования. Особенно это сказывается на требованиях, предъявляемых к самолету устойчивостью и управляемостью.

Для устойчивого самолета нужно, чтобы он обладал большой инертностью (большие размеры и вес, грузы разнесены далеко от центра тяжести) и большими тормозящими моментами, возникающими при отклонении самолета в любую сторону. При таких условиях труднее вывести самолет из равновесия, следовательно, он более устойчив. Между тем, для управляемости нужно как раз обратное: малая инертность и небольшое торможение в случае действия рулями.

Отсюда противоречие между требованиями к самолету с точки зрения устойчивости и управляемости. Поэтому хорошо устойчивые самолеты имеют худшую управляемость, и, наоборот, легко управляемые самолеты менее устойчивы. Эти свойства самолетов подбирают в зависимости от их боевого назначения.

Для истребителя основными свойствами являются управляемость и маневренность, для тяжелых самолетов — устойчивость. Это значит, что решающую роль в свойствах истребителя играет его управляемость, но он обладает и достаточной устойчивостью, хотя и меньшей, чем у тяжелого самолета. Наоборот, тяжелый самолет очень устойчив, но вместе с тем он достаточно управляем, хотя управляемость его хуже, чем у истребителя. Такой вывод можно сделать об устойчивости и управляемости относительно всех осей вращения самолета.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Объясните различие понятий «равновесие», «устойчивость» и «управляемость» самолета.
2. Покажите моделью, как движется самолет, если он находится в равновесии.
3. Покажите моделью, как будет двигаться устойчивый и неустойчивый самолет в случае нарушения равновесия продольного, поперечного и равновесия пути?
4. Что означает понятие «управляемый самолет»?
5. Какая связь имеется между устойчивостью и управляемостью самолета?
6. Почему для истребителя основную роль играет управляемость, а для тяжелого самолета — устойчивость?

Глава XII

РЕАКЦИЯ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Из практики полетов известно, что во время взлета, подъема или горизонтального полета, вообще при работе двигателя на большом числе оборотов самолет начинает крениться в сторону, обратную вращению винта, даже при нейтральном положении элеронов.

Рассмотрим причины возникновения этого явления, называемого реакцией винтомоторной группы.

48. Величина и направление реактивного момента

Направление реакции винтомоторной группы. На фиг. 372 изображен схематический разрез одного из цилиндров авиадвигателя без редуктора, с закрепленным на его валу воздушным винтом (вид спереди).

При сгорании топлива в цилиндре двигателя газы давят на поршень с силой P , которая передается на стенки цилиндра в виде силы N бокового давления и через шатун на коленчатый вал в виде силы T .

Сила N создает так называемый опрокидывающий момент $M_{опр} = Nh$, сила T — крутящий момент $M_{кр} = TR$. Из теории двигателей известно, что $Nh = TR$.

Крутящий момент двигателя вращает воздушный винт, на лопастях которого вследствие инертности массы воздуха, сопротивляющейся вращению винта, возникают силы Q_1 и Q_2 , направленные в разные стороны и образующие пару сил с моментом сопротивления $M_{сопр} = 2Qr$.

Так как $Nh = TR$, а момент TR в свою очередь равен $2Qr$, то очевидно, что $Nh = 2Qr$, причем действие моментов опрокидывающего и сопротивления направлено в одну сторону.

Моменты $M_{кр}$ и $M_{сопр}$ приложены к коленчатому валу и винту, поэтому и на неподвижную часть ВМГ они влиять не будут, если не учитывать трения в подшипниках коленчатого вала 1 (фиг. 373).

Из трех моментов, действующих на ВМГ, только один опрокидывающий момент передается через стенки цилиндра 3 на его картер 4 (силы K)

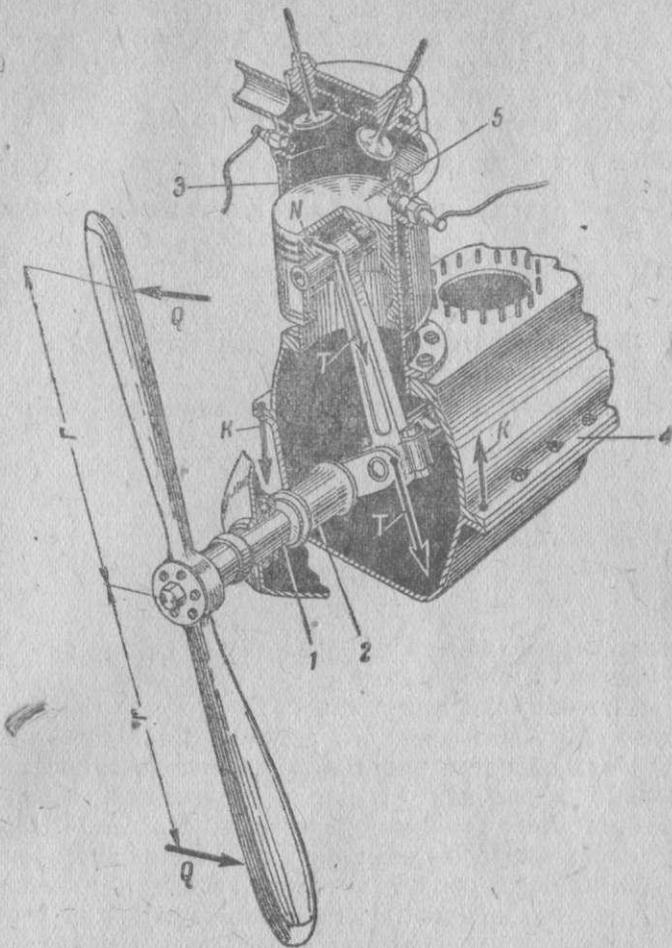
Фиг. 372. Возникновение реактивного момента двигателя без редуктора

и затем через моторную раму на самолет, заставляя его крениться вправо, в сторону действия силы N .

Так как моменты сил N и Q совпадают как по величине, так и по направлению (см. фиг. 372), можно сказать, что крен самолета происходит в сторону, обратную вращению винта (винт левого вращения — самолет кренится вправо, и наоборот).

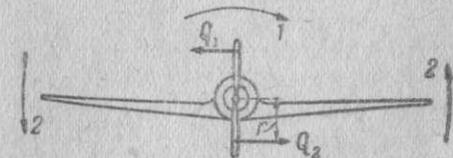
Таким образом, двигатель, затрачивающий свою мощность на вращение винта по стрелке 1 (фиг. 374), преодолевает при этом реактивный момент $M_{реакт} = 2Qr$, который кренит самолет по стрелкам 2.

Момент $2Qr$ пары сил винта, кренящий самолет в сторону, обратную вращению винта, называется реакцией винтомоторной группы, или реактивным моментом.



Фиг. 373. Передача реактивного момента ВМГ на моторную раму.

1 — коленчатый вал; 2 — коренная шейка вала; 3 — цилиндр; 4 — картер; 5 — поршень



Фиг. 374. Действие реакции винтомоторной группы на самолет

Величина реактивного момента. Найдем зависимость реактивного момента от мощности и числа оборотов двигателя.

Мощность двигателя N , затрачиваемая на вращение винта, равна работе в единицу времени. Силы, производящие работу, равны $2Q$. Путь, на котором силы $2Q$ производят работу в течение одного оборота, равен длине окружности радиуса r , т. е. $2\pi r$.

В течение одной секунды винт делает $\frac{n}{60}$ оборотов, где n — число оборотов винта в минуту. Тогда мощность N найдем так:

$$N = \frac{\text{сила} \cdot \text{путь}}{\text{время}} = \frac{2Q \cdot 2\pi r n}{60 \cdot 75} = \frac{2Qr \cdot 2\pi n}{4500} \text{ л. с.} \quad (а)$$

Число 75 в знаменатель введено для того, чтобы получить мощность в лошадиных силах.

Так как $2Qr = M$, а $\pi = 3,14$, то выражение (а) можно переписать иначе:

$$N = \frac{M \cdot 3,14 n}{4500} = \frac{Mn}{716,2}$$

откуда легко найти, что

$$M = 716,2 \frac{N}{n} \text{ кгм.} \quad (74)$$

где M — реактивный момент ВМГ, кренящий самолет;

N — мощность мотора, л. с.;

n — число оборотов винта в минуту.

Формула (74) показывает, что реакция ВМГ непостоянна и зависит от числа оборотов винта и мощности двигателя.

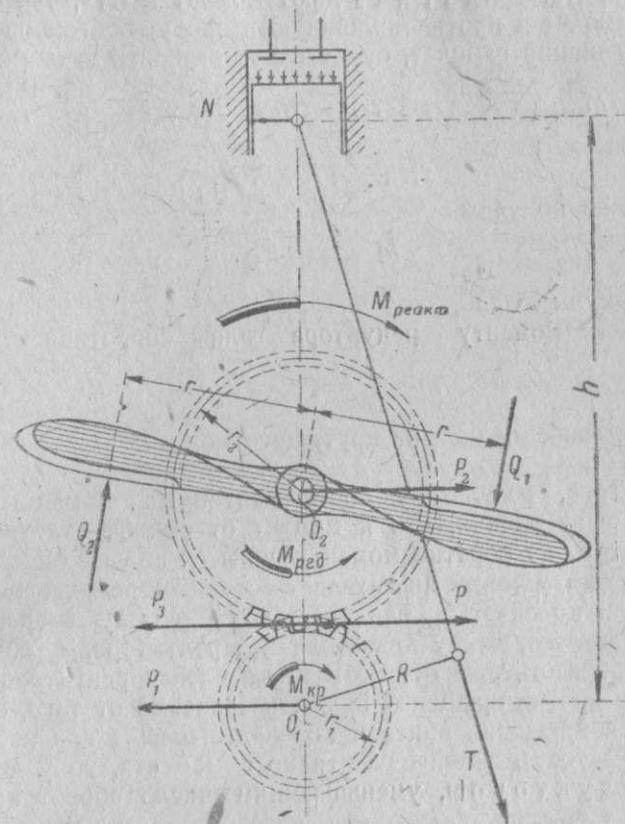
На первый взгляд кажется, что с увеличением числа оборотов винта реакция ВМГ должна уменьшаться. На самом деле это не так. Мощность любого двигателя изменяется пропорционально третьей степени числа оборотов n . Если увеличить их число, например, в 2 раза, то мощность двигателя вырастет в 8 раз; тогда реакция ВМГ, пропорциональная отношению мощности к числу оборотов, вырастет в 4 раза, т. е. в квадрате от увеличения числа оборотов, что объясняется увеличением числа оборотов с ростом аэродинамических сил винта и его реактивного момента.

Этот же вывод подтверждает известное положение из теории авиадвигателей о том, что крутящий момент винта (или численно равная ему реакция ВМГ) пропорционален квадрату числа оборотов коленчатого вала двигателя.

Таким образом, с увеличением числа оборотов двигателя реакция ВМГ растет, что совпадает с действительностью. Когда летчик дает полный газ, реакция ВМГ наибольшая; при планировании или в момент посадки реакция ВМГ практически отсутствует, так как мотор работает на малых оборотах.

Реакция винтомоторной группы у двигателей с редуктором. Рассмотрим реактивный момент двигателя с цилиндрическим редуктором, у которого направления вращения коленчатого вала и винта не совпадают.

У такого двигателя к трем моментам $M_{\text{опр}}$ (от силы N), $M_{\text{кр}}$ (от силы T) и $M_{\text{сопр}}$ (от сил Q) добавляется момент, возникающий за счет шестерен редуктора (фиг. 375). Крутящий момент мотора $M_{\text{кр}}$ вращает малую шестерню радиуса r_1 , укрепленную на коленчатом валу. Крутящий момент TR равен Pr_1 , где P — окружное усилие в килограммах, с которым малая шестерня действует на большую



Фиг. 375. Возникновение реактивного момента ВМГ у двигателя с редуктором

шестерню радиуса r_2 . Сила P вращает большую шестерню, на оси которой укреплен воздушный винт с моментом $M_{\text{ред}} = Pr_2$. При вращении винта возникает момент сопротивления $M_{\text{сопр}} = 2Qr$, равный $M_{\text{ред}}$.

Окружное усилие P вызывает в подшипнике большой шестерни (точка O_2) силу давления $P_2 = P$. Сила P_3 — реакция большой шестерни на нажатие малой — вызывает в подшипнике малой шестерни (точка O_1) силу давления $P_1 = P_3$. Очевидно,

$$P = P_1 = P_2 = P_3.$$

Как и в случае с безредукторным двигателем, моменты сил T , Q , P и P_3 приложены к вращающимся частям ВМГ, связанным

с картером двигателя только силой трения в подшипниках; следовательно, кренить самолет они не будут.

К неподвижным частям двигателя приложены только силы N (к стенкам цилиндра), P_1 (к подшипникам коленчатого вала) и P_2 (к подшипникам вала редуктора).

Сила N дает момент Nh , опрокидывающий самолет в сторону вращения винта; силы P_1 и P_2 дают момент $P(r_1 + r_2)$, опрокидывающий самолет в противоположную сторону; поэтому реактивный момент, кренящий самолет, будет равен разности этих моментов:

$$M_{\text{реакт}} = P(r_1 + r_2) - Nh = Pr_1 + Pr_2 - Pr_1,$$

так как

$$Nh = TR = Pr_1.$$

Окончательно получим

$$M_{\text{реакт}} = Pr_2.$$

Из формулы видно, что результирующий реактивный момент ВМГ равен моменту редуктора или сопротивлению винта:

$$M_{\text{реакт}} = Pr_2 = 2Qr$$

и следовательно, он больше крутящего момента $M_{\text{вр}} = Pr_1$ (так как $r_2 > r_1$).

Кроме того, результирующий реактивный момент действует в том же направлении, что и момент от сил Q , как у двигателя без редуктора, но обратно моменту силы N .

Реактивный момент двигателя с соосным редуктором, у которого винт и коленчатый вал вращаются в одну сторону, будет направлен так же, как у двигателя без редуктора.

Таким образом, реакция ВМГ двигателей с редуктором направлена также против вращения винта, независимо от того, совпадают направления вращения винта и коленчатого вала или нет.

Что касается величины реактивного момента, то у двигателей с редуктором, уменьшающим число оборотов винта по сравнению с числом оборотов коленчатого вала двигателя, реакция ВМГ всегда больше, чем у двигателей, у которых число оборотов винта и коленчатого вала совпадают.

Если взять два двигателя — один с редуктором, другой без редуктора, — дающих одинаковое число оборотов коленчатого вала и одинаковую мощность N , но разное число оборотов винта, и замерить их реакцию ВМГ, то окажется, что у двигателя с редуктором она больше, так как его винт вращается медленнее. Мощность же двигателей одна, потому что она зависит от числа оборотов коленчатого вала, а не винта. Поэтому если сравнить два разных двигателя с постоянной мощностью, то чем больше будет число оборотов двигателя, тем меньше будет реакция ВМГ.

Если же взять определенный двигатель с редуктором и изменять число оборотов его вала, то реактивный момент будет меняться по тому же закону, что и у обычного двигателя: чем больше число оборотов, тем больше реакция ВМГ, и наоборот.

Итак, у любого двигателя при изменении его мощности реакция ВМГ растет с увеличением числа оборотов коленчатого вала и уменьшается вместе с ним, в обоих случаях прямо пропорционально квадрату числа оборотов.

При постоянной мощности реактивный момент и число оборотов винта обратно пропорциональны. Такая зависимость между крутящим моментом двигателя и его числом оборотов при постоянной мощности объясняется тем, что мощность двигателя расходуется на преодоление определенного реактивного момента винта при определенном числе его оборотов. Вращая винт с малым числом оборотов, двигатель создает большой крутящий момент; с увеличением числа оборотов винта его реактивный момент увеличивается.

Аналогичный пример можно привести из другой области. По гладкому ровному шоссе автомобиль движется с большой скоростью, расходуя полную мощность. Для движения по плохой дороге или на подъеме нужно, не меняя числа оборотов двигателя, переключить его на другую, меньшую скорость. Тогда при тех же оборотах и мощности на валу двигателя число оборотов колес уменьшится, а крутящий момент их вырастет. Это и даст возможность преодолеть трудный участок пути.

Таким образом, хотя число оборотов стоит в знаменателе формулы (74), крутящий момент прямо пропорционален квадрату числа оборотов коленчатого вала источника энергии — двигателя самолета (или автомобиля) и обратно пропорционален числу оборотов воздушного винта (или колес автомобиля), использующих мощность двигателя для движения.

Сказанное не опровергает, а, наоборот, подтверждает формулу (74). Следует только хорошо продумать указанную особенность и отчетливо представить себе физический смысл формулы, чтобы не ошибаться при пользовании ею.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Как возникает реакция ВМГ? Как она направлена у моторов без редуктора? С редуктором?
2. От чего зависит величина реактивного момента?
3. Как изменится реактивный момент с увеличением мощности мотора? с уменьшением оборотов винта при неизменной мощности мотора?
4. У какого мотора реакция ВМГ больше — с редуктором или без него? Почему?
5. Куда кренится самолет с мотором правого вращения? Левого вращения?

49. Влияние реакции винтомоторной группы на движение самолета

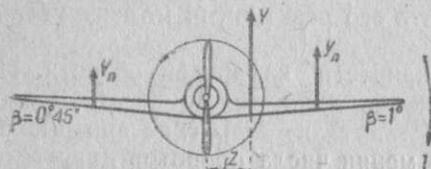
В полете реакция ВМГ нарушает в первую очередь поперечное равновесие самолета, а затем и равновесие пути; кроме того, реакция ВМГ влияет на движение самолета по земле во время разбега.

Способы сохранения поперечного равновесия

Крен самолета, вызываемый реакцией ВМГ, нежелателен. Чтобы устранить его, применяют один из следующих способов.

Различные установочные углы крыльев. Смысл этого способа заключается в том, чтобы, увеличив подъемную силу крыла (на фиг. 374 правого), опускающегося вниз под действием реакции ВМГ, сохранить таким путем поперечное равновесие.

Увеличение подъемной силы опускающегося крыла достигается тем, что его устанавливают под большим установочным углом β

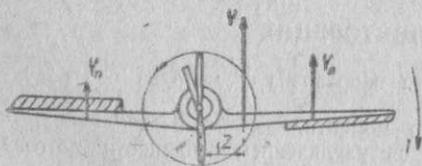


Фиг. 376. Уравновешивание реакции ВМГ различными установочными углами крыльев

в продольной оси самолета, причем разница практически невелика и колеблется в пределах 15—20 минут. Вследствие этого угол атаки и подъемная сила данного крыла в полете окажутся больше, чем у противоположного крыла, что создаст кренящий момент, противодействующий реакции ВМГ.

Пусть на самолете установлен винт правого вращения (фиг. 376). Тогда реакция ВМГ будет кренить его на левое крыло по стрелке 1. Установив левое крыло под большим установочным углом, мы получим здесь подъемную силу Y_n большую, чем на правом крыле, т. е. $Y_n > Y_p$. Вследствие этого центр давления крыла сместится влево на величину z , и создастся момент Yz , действующий в направлении, обратном стрелке 1, и уравновешивающий реактивный момент ВМГ.

Очевидно, изменением установочных углов крыльев можно уравновесить реакцию ВМГ только на каком-то определенном



Фиг. 377. Уравновешивание реакции ВМГ отклонением элеронов

числе оборотов. Поэтому при изменении этого числа оборотов реакция ВМГ будет чувствоваться, и летчик должен будет устранить ее влияние отклонением элеронов, что является недостатком описанного способа сохранения поперечного равновесия. Так, например, при планировании тот же самолет будет крениться вправо.

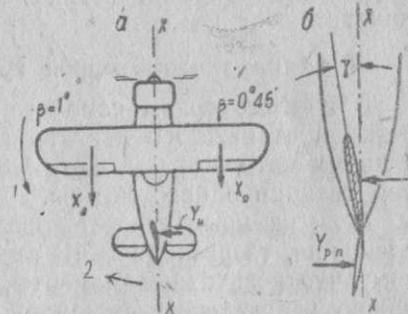
Отклонение элеронов. Этот способ применяется также с целью увеличить подъемную силу опускающегося крыла и сохранить этим поперечное равновесие. Если при том же винте правого вращения (фиг. 377) летчик даст ручку вправо, поднимая этим правый элерон и опуская левый, то суммарная подъемная сила обоих крыльев переместится влево и даст момент Vz , который и уравновесит реактивный момент, действующий по стрелке 1.

Преимущество этого способа — возможность применения на всех самолетах; кроме того, соответствующим отклонением элеронов можно полностью уравновесить реакцию ВМГ при любом числе оборотов двигателя. Недостаток этого способа — давление на ручку, которое испытывает летчик при отклонении элеронов. Чтобы избавиться от этого давления, устанавливают на одном из элеронов триммер, который дает возможность удерживать отклоненные элероны без давления на ручку и уравновесить ими реакцию ВМГ при любом числе оборотов двигателя. Кроме того, с помощью триммера на элероне можно уточнить поперечное равновесие самолета благодаря возможности более плавного, по сравнению с ручкой управления, перемещения элеронов.

Различные установочные углы крыльев и отклонение элеронов являются основными способами сохранения поперечного равновесия, нарушаемого реакцией ВМГ.

Способ сохранения равновесия пути. Установкой крыльев под разными углами к продольной оси самолета или отклонением элеронов устраняют стремление самолета крениться под действием реакции ВМГ, поэтому полет будет происходить без крена.

Однако возникает новое затруднение вследствие того, что угол атаки, а следовательно, и лобовое сопротивление одного из крыльев увеличиваются. Поэтому на левом крыле с большим установочным углом (см. фиг. 376) или с опущенным элероном (фиг. 377) вместе с подъемной силой Y_n увеличивается и лобовое сопротивление X_n . Иначе говоря, X_n окажется больше X_p (фиг. 378, а).



Фиг. 378. Сохранение равновесия пути смещением киля

Разница лобовых сопротивлений создает момент, поворачивающий самолет в сторону крыла с большим установочным углом или с опущенным элероном. При этом нарушается равновесие пути самолета, причем нарушение его вызывается не самой реакцией ВМГ, а теми мерами, которые были приняты для устранения крена самолета под влиянием реакции его ВМГ.

Для сохранения равновесия пути, нарушенного различными установочными углами крыльев или отклонением элеронов, применяют смещение киля и отклонение руля поворота.

Смещение киля применяется, чтобы не допустить разворота самолета, при этом киль располагают несимметрично, т. е. не по продольной оси самолета X , а под некоторым углом γ к ней (фиг. 378, б). Так, если винт вращается вправо и установочный угол левого крыла больше, то самолет разворачивается влево (стрелка 1). Для устранения разворота смещают переднюю кромку киля влево. В полете на киле создается сила Y_{pp} , дающая момент по стрелке 2, который сохранит равновесие пути самолета.

При остановке двигателя, когда реакция ВМГ перестает действовать, самолет наклонится вправо — в ту сторону, куда вращался винт, так как на противоположном крыле подъемная сила попрежнему больше.

Чтобы задержать этот крен, летчик опустит правый элерон и уравниет этим не только подъемные силы, но и лобовые сопротивления обоих крыльев. Самолет будет находиться в поперечном равновесии и равновесии пути помимо килля, а так как последний смещен влево, то он создаст разворот самолета вправо. Устранить этот разворот можно силой $Y_{пр}$, отклонив руль поворота влево.

Отклонение руля поворота — это простой и удобный способ удержать самолет от разворота.

Способ сохранения равновесия пути посредством отклонения руля поворота удобен тем, что им можно уравновесить самолет при любом числе оборотов двигателя, когда меняется соотношение моментов крыла и реакции ВМГ.

Недостатком такого способа является давление педалей на ногу летчика, которое он испытывает при их отклонении. От давления педалей можно избавиться отклонением триммера на руле поворота.

Реакция винтомоторной группы многомоторного самолета

В многомоторном самолете полная реакция ВМГ равна сумме реакций от каждого двигателя в отдельности. Так, для самолета с двумя моторами (см. фиг. 338) реактивный момент равен удвоенной реакции одного мотора.

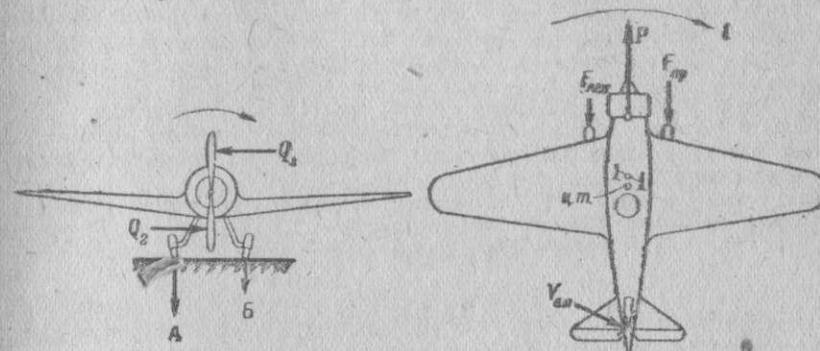
Если на крыльях установлены двигатели с винтами разного вращения, то реакция ВМГ такого самолета будет равна нулю, потому что реактивные моменты, равные друг другу, но противоположно направленные, взаимно уравниваются. Однако этот способ не применяют, так как он вызывает большие неудобства в эксплуатации вследствие невзаимозаменяемости двигателей и различных агрегатов к ним.

У тяжелых многомоторных самолетов влияние реакции ВМГ незначительно и устраняется небольшим отклонением элеронов, почти без давления на ручку. Это объясняется, во-первых, тем, что разница в установочных углах крыльев, необходимая для устранения реакции ВМГ, невелика и можно практически к этому способу не прибегать; во-вторых, большим размахом тяжелых самолетов, вследствие чего даже небольшая разница в подъемных силах крыльев, возникающая при малых отклонениях элеронов, дает достаточно большой уравновешивающий момент. Поэтому на тяжелых самолетах никаких специальных мер для уравновешивания реакции ВМГ обычно не применяют.

Влияние реакции винтомоторной группы на разбег. Для успешного взлета используют номинальную, а иногда и полную мощность ВМГ, поэтому ее влияние на разбег оказывается очень большим.

При неработающем винте колеса шасси загружены весом самолета одинаково. Во время работы двигателя, если на нем устано-

влен винт левого вращения (фиг. 379), возникает реакция ВМГ, которая стремится наклонить самолет вправо; при этом сила A давления на землю правого колеса будет больше аналогичной силы B левого колеса; таким образом, благодаря реакции ВМГ правое колесо дополнительно нагружается, а левое, наоборот, разгружается, поэтому сила трения $f_{тр}$ правого колеса увеличится, и самолет будет разворачиваться вправо по стрелке l . Это наблюдается даже в том случае, если установочный угол правого крыла больше левого, так как подъемная сила крыла в начале разбега еще мала и практически не ощущается.



Фиг. 379. Влияние реакции ВМГ на разбег самолета

Давление колес на землю во время разбега непостоянно: в начале разбега, когда подъемная сила Y равна нулю, оно равно весу самолета G ; с увеличением силы Y давление уменьшается; в начальный момент отрыва, когда Y несколько больше G , давление колес на землю равно нулю. Поэтому и тенденция самолета к развороту во время разбега меняется: больше всего она в начале разбега (особенно если резко дать газ) и меньше всего в его конце.

Таким образом, при винте левого вращения самолет при разбеге разворачивается вправо (и наоборот). Особенно это сказывается на разбеге истребителей, располагающих двигателями большой мощности и имеющих малый вес.

Стремление к развороту зависит от угла α выноса шасси. Чем дальше ось колес отнесена вперед от центра тяжести, тем сильнее разворачивается самолет под действием реакции ВМГ. Кроме того, стремление к развороту зависит еще от трения колес о землю: чем оно больше, тем сильнее стремление к развороту. Поэтому на аэродромах с мягким грунтом разворот чувствуется больше, чем на твердой, укатанной площадке; при слабо накачанных пневматиках самолет разворачивается легче, чем при хорошей их накачке, и т. д. Регулировкой шасси этот недостаток устранить не удастся, поэтому летчик во время разбега исправляет его соответствующим движением руля поворота, отклоняя его при винте левого вращения влево.

Реакция ВМГ на пробег не влияет, потому что при посадке двигатель работает на малом числе оборотов, когда реактивный момент винта невелик.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Какими средствами удерживают самолет от крена под влиянием реакции ВМГ?
2. На каком крыле нужно увеличить установочный угол при вращении? Что при этом произойдет?
3. В чем преимущества и недостатки уравновешивания реакции ВМГ отклонением элеронов?
4. Какое затруднение возникает после устранения крена самолета отклонением элеронов или увеличением установочного угла одного крыла?
5. Какими способами устраняется разворот, вызванный разными установочными углами крыльев или отклонением элеронов?
6. Куда нужно сместить ребро атаки килья при левом вращении винта? Почему?
7. Куда нужно отклонять руль поворота при вращении винта? Почему?
8. Почему удобнее отклонять руль поворота, чем смещать киль?
9. Что произойдет с самолетом при планировании, если винт вращается влево, а реакция ВМГ была устранена разными установочными углами крыльев?
10. Что произойдет в предыдущем случае, если киль смещен вправо?
11. Какого вращения винт, если задняя кромка килья смещена вправо?
12. Как влияет реакция ВМГ на полет многомоторного самолета? Как найти ее величину?
13. Как влияет реакция ВМГ на движение самолета по земле? Почему?
14. Почему не влияет реакция ВМГ на пробег?

Глава XIII

РЕГУЛИРОВКА САМОЛЕТА И ЕЕ ДЕФЕКТЫ

Конструктор самолета стремится разместить его основные детали так, чтобы их взаимное расположение обеспечило наилучшие летные качества самолета. Очевидно, и в эксплуатации для получения определенных летных данных все детали самолета должны быть установлены на нем в строгом соответствии с расчетами конструктора.

Придание всем деталям самолета такого положения, при котором можно получить от него наилучшие летные данные, называется регулировкой самолета.

Положение различных частей самолета определяется его регулировочными данными, указанными в описании самолета.

К регулировочным данным относятся: установочные углы крыльев и стабилизатора, поперечное V крыльев, вынос крыльев у бипланов и полуторапланов, расположение шасси и углы отклонения рулей и элеронов.

50. Регулировка самолета

Первоначальную регулировку самолета производят при его сборке на заводе, откуда он выходит в окончательно собранном и отрегулированном виде.

В процессе эксплуатации регулировка самолета постепенно нарушается. Это вызывает ряд ненормальных явлений в поведении самолета во время полета, которые называют летными дефектами самолета. Чтобы не иметь летных дефектов, нужно непрерывно наблюдать за состоянием регулировки самолета и своевре-

менно устранять все отклонения в ней, пользуясь заводскими регулировочными данными.

Регулировать самолет приходится через определенные промежутки времени, во время каждой сборки (например после ремонта) и при замене отдельных его деталей — крыльев, оперения и др., причем регулировочные данные отдельного самолета не всегда совпадают с общим описанием этого типа самолета. Каждый самолет имеет свои особенности регулировки, которые указаны в его формуляре.

Сохранение регулировочных данных по формуляру при регулировке самолета техником обязательно. Иногда регулировочные данные формуляра приходится изменять, так как с течением времени части самолета деформируются и для сохранения хороших летных качеств приходится слегка изменять взаимное их положение. Однако при этом нужно быть очень осторожным и ни в коем случае не выходить за пределы установленных допусков. В каждом отдельном случае этот вопрос окончательно решается инженером части.

Влияние регулировки на полет

Равновесие, управляемость и устойчивость самолета в значительной степени определяются тем, как он отрегулирован. При регулировке нужно в первую очередь добиваться весовой и геометрической симметрии самолета, потому что их нарушение очень сильно сказывается на летных свойствах самолета. Нарушение симметрии самолета может быть допущено только в том случае, если об этом есть указания в формуляре (например изменение установочного угла одного крыла для устранения реакции ВМГ). Это в одинаковой степени относится и к изменению любых регулировочных величин.

Рассмотрим влияние изменения некоторых регулировочных данных на движение самолета в воздухе.

Влияние установочных углов. Установочный угол крыла — угол между хордой крыла и продольной осью самолета, а угол атаки крыла — между его хордой и направлением движения самолета.

Можно оба крыла самолета расположить относительно его продольной оси под любым установочным углом, и углы атаки крыльев в полете при этом не изменятся, так как от наклона фюзеляжа и положения крыла на нем углы атаки совершенно не зависят.

Иначе обстоит дело при изменении установочного угла только одного крыла. В этом случае один и тот же поток воздуха образует с правым и левым крыльями различные углы атаки, так как хорды расположены неодинаково. Именно поэтому и увеличивается подъемная сила одного крыла при увеличении его установочного угла.

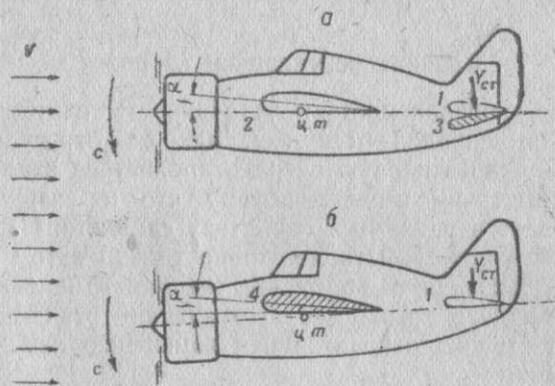
Установочный угол крыла выбирают с таким расчетом, чтобы на определенном режиме полета сопротивление фюзеляжа и других частей самолета было наименьшим. Таким режимом обычно является горизонтальный полет на крейсерской скорости и соответ-

ствующем ей угле атаки, когда продольная ось самолета примерно совпадает с направлением движения, а угол атаки крыльев равен их установочному углу.

Если придать крыльям угол атаки, на котором самолет уравновешен или сбалансирован, то летчик не должен испытывать давления на ручку. На этом угле атаки, называемом баланси́ровочным, самолет может лететь с брошенной ручкой.

Однако так бывает не всегда. Может случиться, что при полете на баланси́ровочном угле атаки самолет стремится опустить нос (пикировать) или поднять нос (кабрировать). Это означает, что самолет разрегулировался, что в нем появился какой-то дефект. Такое же явление наблюдается при полете с брошенной ручкой на угле атаки, большем или меньшем баланси́ровочного, даже при правильной регулировке самолета.

Разберем случай, когда самолет в полете на баланси́ровочном угле атаки стремится опустить нос (стрелка c на фиг. 380). Чтобы



Фиг. 380. Необходимое изменение установочных углов стабилизатора и крыла при стремлении самолета к пикированию

задержать пикирование, летчик должен взять ручку управления «на себя» (при этом он испытывает давление ручки на пальцы, которое будет тем сильнее, чем больше стремление самолета пикировать и чем больше взята ручка «на себя»). Освободиться от давления ручки на пальцы в полете можно с помощью управляемого стабилизатора, уменьшив его установочный угол.

При перемещении ребра атаки стабилизатора из положения 1 в положение 3 (фиг. 380, а) его угол атаки в полете уменьшается. Созданный при этом кабрирующий момент (благодаря силе $Y_{ст}$) остановит пикирование самолета: крыло остается неподвижным в положении 2.

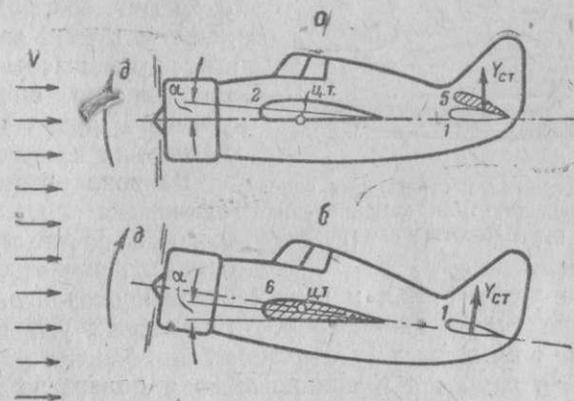
На земле того же результата можно добиться, увеличив установочный угол крыла (перестановкой из положения 2 в положение 4, если это позволяет конструкция крыла) при неподвижном стабилизаторе 1. Если угол атаки крыла в полете не изменится (α баланси́ровочный), то самолет будет лететь со слегка приподнятой хво-

стовой частью (фиг. 380, б). Угол атаки стабилизатора при этом снова уменьшится, так же как при уменьшении его установочного угла.

Возникающая в итоге сила $Y_{ст}$ даст кабрирующий момент, который вернет самолет к первоначальному углу атаки, и устранит стремление его к пикированию.

Таким образом, стремление самолета к пикированию устраняется уменьшением установочного угла стабилизатора или увеличением установочного угла крыла. И то и другое ведет к уменьшению угла атаки стабилизатора и к возникновению кабрирующего момента.

При полете на баланси́ровочном угле атаки, если самолет имеет стремление «задирать нос» (стрелка d на фиг. 381, а), летчик отжимает ручку «от себя», а она давит ему на ладонь. Увеличив установочный угол стабилизатора перестановкой из положения 1 в положение 5, летчик устраняет стремление самолета кабрировать, так



Фиг. 381. Необходимое изменение установочных углов стабилизатора и крыла при стремлении самолета к кабрированию

как стабилизатор благодаря большому углу атаки создает пикирующий момент (силой $Y_{ст}$). Одновременно устраняется и давление ручки на ладонь.

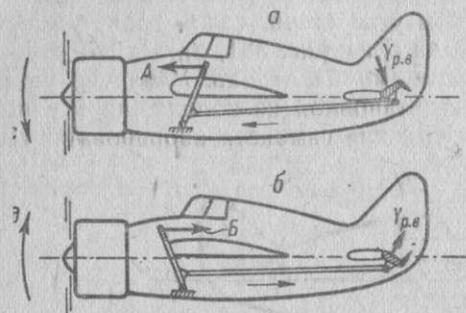
На земле можно уменьшить установочный угол крыла перестановкой из положения 2 в положение 6, что даст в полете такой же пикирующий момент (фиг. 381, б). Направление полета и углы атаки крыльев в обоих случаях взяты одинаковыми, поэтому самолет будет лететь с несколько опущенной хвостовой частью.

Таким образом, стремление самолета к кабрированию устраняется увеличением установочного угла стабилизатора или уменьшением установочного угла крыла — в обоих случаях увеличением угла атаки стабилизатора и созданием пикирующего момента.

На практике удобнее всего изменять установочные углы стабилизатора, который на многих самолетах можно переставить на земле или — реже — в воздухе. Что касается изменения установочных углов крыльев, то это осуществить во всех отношениях

труднее. На монопланах это практически совсем невозможно, а на бипланах хотя и возможно, но связано с рядом неудобств. У бипланов приходится изменять установочные углы обоих крыльев (верхнего и нижнего). Если же изменить установочный угол только одного верхнего или нижнего крыла, то переменит свое положение и средняя аэродинамическая хорда (САХ), что в свою очередь изменит центровку самолета и его продольную устойчивость.

Если на руле высоты имеется триммер, то стремление самолета к пикированию (стрелка с на фиг. 382, а) может быть устранено



Фиг. 382. Устранение стремления самолета к пикированию или кабрированию отклонением руля высоты и его триммера

поворотом на углах атаки, меньших балансирующего, может быть устранена не только изменением установочных углов крыльев, но и изменением их выноса (у бипланов).

Тенденция самолета к пикированию в полете на углах атаки, больших балансирующего, устраняется увеличением выноса, для чего верхнее крыло перемещают вперед. При этом САХ переместится вперед, центровка станет более задней, увеличится кабрирующий момент крыла, и пикирование самолета на больших углах атаки задержится. Одновременно усилится стремление самолета кабрировать при полете на малых углах атаки.

При тенденции самолета кабрировать (ручка давит на ладонь, полет при углах атаки, меньших балансирующего) вынос крыльев приходится уменьшать, перемещая верхнее крыло назад. Тогда САХ также переместится назад, центровка окажется более передней, появится пикирующий момент крыла, который и уничтожит стремление самолета кабрировать на малых углах атаки. Одновременно усилится тенденция самолета к пикированию на больших углах атаки.

Изменение выноса крыльев действует эффективнее, чем изменение установочных углов крыльев; этим способом легче устранить тенденцию самолета кабрировать или пикировать, но на практике его применяют реже, так как одновременно с выносом меняется и продольная устойчивость вследствие изменения центровки, вызванного перемещением САХ. Особенно нежелательно увеличивать вынос верхнего крыла, так как при этом ухудшится продольная

поднятием руля высоты и опусканием триммера для снятия тянущего усилия А ручки на пальцы.

В случае стремления самолета к кабрированию (стрелка д на фиг. 382, б) летчик движением ручки «от себя» опустит руль высоты и, подняв затем триммер, снимет давящее усилие Б ручки управления на ладонь.

Влияние выноса крыльев.

Тенденция самолета к пикированию на углах атаки, больших балансирующего, и к кабрированию на углах атаки, меньших балансирующего, может быть

устойчивость вследствие более задней центровки. Изменения выноса нижним крылом обычно не производится.

Таким образом, изменение выноса крыла влияет на равновесие самолета (возникают пикирующие или кабрирующие моменты крыла) и на его продольную устойчивость.

Влияние положения центра тяжести самолета. Положение центра тяжести самолета может быть изменено расположением грузов перед вылетом и изменением нагрузки во время полета.

Очевидно, перемещая какой-либо груз g назад по стрелке 1 (фиг. 383, а) или располагая его сзади центра тяжести, мы делаем центровку самолета более задней. Более задняя центровка вызывает, в о-п-е-р-в-ы-х, появление кабрирующих моментов (стрелка 2) и, во-в-т-о-р-ы-х, ухудшение продольной устойчивости самолета. Стремление самолета кабрировать устраняется опусканием руля высоты; улучшение устойчивости может быть достигнуто только обратным перемещением груза g .

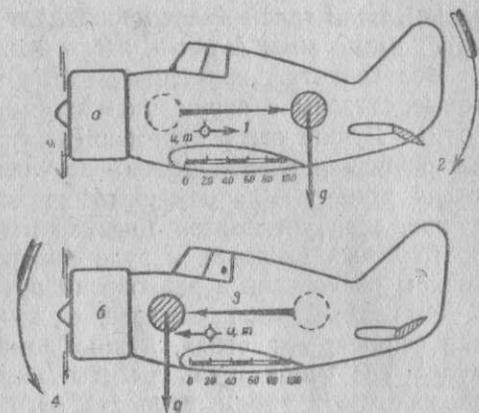
Перемещая какой-либо груз g вперед по стрелке 3 (фиг. 383, б) или располагая его впереди центра тяжести, мы делаем центровку более передней. Последнее способствует улучшению продольной устойчивости и одновременно появлению пикирующих моментов (стрелка 4), следовательно, нарушению продольного равновесия. Продольное равновесие сохраняется в этом случае отклонением руля высоты вверх.

Разбирая различные виды движения самолета, мы принимали его вес в полете неизменным. В действительности же в течение одного и того же полета вес самолета изменяется (расход топлива, смазки, патронов, бомб и других грузов). При этом может изменяться и центровка самолета; происходящая таким образом перемещение центровки в полете будет изменять продольное равновесие самолета и его продольную устойчивость.

Влияние регулировки на штурвал

Изменяя регулировку самолета, можно ухудшить его штурвалы свойства. Основную роль в этом случае играет правильная центровка самолета, геометрическая и весовая его симметрия и углы отклонения рулей.

Задняя центровка способствует переходу самолета в плоский штурвал, выход из которого более затруднен, чем из крутого. Поэтому при загрузке самолета нужно следить за тем,



Фиг. 383. Влияние размещения грузов на продольное равновесие и устойчивость самолета

чтобы ни в коем случае не перейти за пределы центровки, указанные для данного самолета. Изменить центровку самолета на 3—4% можно очень небольшим перемещением его центра тяжести — на 5—8 см. Так же влияет и увеличение выноса верхнего крыла биплана, так как оно делает центровку более задней. Наоборот, передней центровкой и перемещением назад верхнего крыла можно затруднить вход самолета в штопор и облегчить выход из него. Кроме того, при расположении грузов не надо разносить их далеко от центра тяжести, особенно вдоль продольной оси, потому что это затрудняет выход самолета из штопора.

При регулировке нужно тщательно сохранять весовую и геометрическую симметрию самолета, так как нарушение их вызовет крен и разворот самолета, особенно опасные в случае остановки двигателя на небольшой высоте (планирование, посадка). Если такой полет происходит с большим углом атаки, самолет, помимо воли летчика, легко входит в штопор.

Все средства, применяемые для устранения реакции ВМГ, которые связаны с нарушением симметрии самолета, этим и невыгодны. Лучше всего применять триммер на элероне. Тогда при планировании элерон можно поставить нейтрально, а разворачивающий момент килля устранить отклонением руля поворота. Еще лучше, если установлен триммер и на руле поворота. Тогда при нейтральных элеронах и руле поворота самолет окажется в поперечном равновесии и равновесии пути.

Регулируя углы отклонения рулей и ход ручки управления «на себя» и «от себя», нужно помнить о том, что большой ход ручки «на себя» (руль высоты поднимается) и малый «от себя» способствуют входу самолета в штопор, так как это облегчает увеличение углов атаки крыла. Наоборот, большой ход ручки «от себя» (руль высоты опускается) и малый «на себя» облегчают выход самолета из штопора. Однако при этом нельзя сильно уменьшать ход ручки «на себя», так как может оказаться, что отклонение руля высоты будет недостаточным для совершения нормальной посадки.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Что называется регулировкой самолета?
2. Для чего служит регулировка самолета?
3. Что относится к регулировочным данным?
4. Чем должен руководствоваться техник, регулируя самолет или проверяя регулировочные данные?
5. Как влияет увеличение установочного угла одного крыла на полет самолета?
6. Что необходимо сделать с стабилизатором, если самолет имеет стремление кабрировать?
7. Как устраняется стабилизатором стремление самолета пикировать при полете на балансировочном угле атаки?
8. Как устранить триммером стремление самолета пикировать или кабрировать?
9. Как нужно изменять вынос крыла при стремлении самолета пикировать? Кабрировать? Почему?
10. Как изменится центровка самолета, если переместить верхнее крыло биплана вперед?

11. Куда нужно отклонить триммер, если центровка самолета стала более задней? Более передней?
12. Как влияет положение центра тяжести самолета на его продольное равновесие? На его продольную устойчивость? Почему?
13. Как влияет регулировка самолета на штопор? Почему?
14. Почему выгоднее устранять действие реакции ВМГ триммерами на рулях, чем смещением килля и разными углами β крыльев?

51. Дефекты регулировки

Из сказанного ясно, что нарушение тех или иных регулировочных данных вредно отражается на полете самолета. Рассмотрим наиболее характерные дефекты регулировки, встречающиеся в эксплуатации, те изменения, которые они вызывают в поведении самолета на земле и в воздухе, и методику определения таких дефектов регулировки.

Кривое крыльев в плане

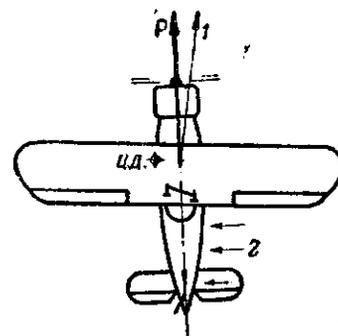
На фиг. 384 изображена схема самолета с перекошенным в горизонтальной плоскости крылом. Такой случай может произойти при неправильной установке самого крыла или при неточной сборке центроплана. Для большей наглядности перекошенное крыло показано сильно преувеличенным.

Хотя самолет движется вдоль своей продольной оси по направлению силы тяги P , обтекание воздухом перекошенного крыла не является симметричным. Возникает косая обдувка крыла, в результате которой его центр давления перемещается в сторону выдвинутой вперед половины крыла.

При смещении центра давления крыла влево самолет наклонится вправо, что вызовет правое скольжение самолета в направлении стрелки 1. Возникающее при этом давление на правую боковую поверхность фюзеляжа и вертикальное оперение (стрелки 2) заставит самолет развернуться вправо.

Таким образом, при перекоше крыла в горизонтальной плоскости самолет кренится, скользит и разворачивается в сторону отошедшего назад крыла.

Удерживать самолет от разворота летчик может рулем поворота. Для этого он дает вперед левую ногу, чем заставляет самолет двигаться по направлению стрелки 1, вдоль оси симметрии крыла. Так как воздух при этом будет набегать перпендикулярно к ребру атаки крыла, косое обтекание крыла исчезнет, и центр давления вернется к плоскости симметрии самолета. Но теперь движение самолета не совпадает с его продольной осью; поэтому заворачивающий момент полностью остается вследствие давления на правую боковую поверхность фюзеляжа и вертикального оперения. Этот момент и

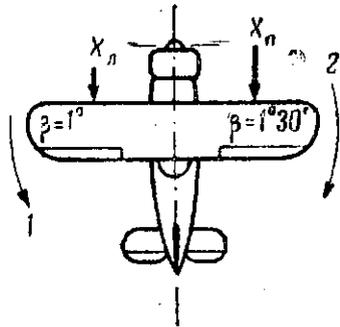


Фиг. 384. Влияние перекоса крыла в горизонтальной плоскости на полет самолета

уравновешивается отклоненным влево рулем поворота. Очевидно, перекося не может быть большим. Поэтому и скольжение самолета оказывается небольшим, и летчик может его даже не заметить. Чувствовать он будет только давление на ногу со стороны выдвинутого вперед крыла.

Нарушение установочного угла одного крыла

Нарушение установочного угла крыла может возникнуть в результате больших нагрузок в полете, закручивающих крылья так, что их установочные углы оказываются неодинаковыми. У деревянных самолетов этот дефект может появиться в результате коробления частей самолета под действием атмосферных условий.



Фиг. 385. Влияние нарушения установочных углов крыльев на полет самолета

Допустим, что установочный угол левого крыла оказался меньше, чем у правого (фиг. 385). Одновременно уменьшится и его угол атаки. Тогда подъемная сила левого крыла станет меньше, чем правого ($Y_L < Y_R$), и самолет наклонится влево. Крен вызовет скольжение влево; вследствие скольжения появится разворот влево (по стрелке 1).

Однако вместе с подъемной силой уменьшится и лобовое сопротивление левого крыла ($X_L < X_R$). Это заставит самолет разворачиваться вправо, по стрелке 2, т. е. против разворота, вызванного разницей подъемных сил. По-

ведение самолета будет зависеть от того, какой из этих моментов окажется больше. Если момент от подъемной силы будет больше, чем от лобового сопротивления, разворот произойдет влево — в сторону крыла с меньшим установочным углом. В противном случае, если момент от силы X будет больше, самолет развернется в сторону крыла с большим установочным углом. Это особенно возможно на больших углах атаки, когда с изменением α приращение коэффициента c_x велико, а коэффициента c_y — незначительно.

В полете летчик устранил крен элеронами, давая ручку в сторону, обратную крену, причем вместе с креном уничтожится и разворот, и руль поворота отклонять не придется. При таком дефекте летчик обычно жалуется только на крен самолета.

На земле дефект устраняется исправлением нарушенной регулировки крыльев.

Нарушение весовой симметрии

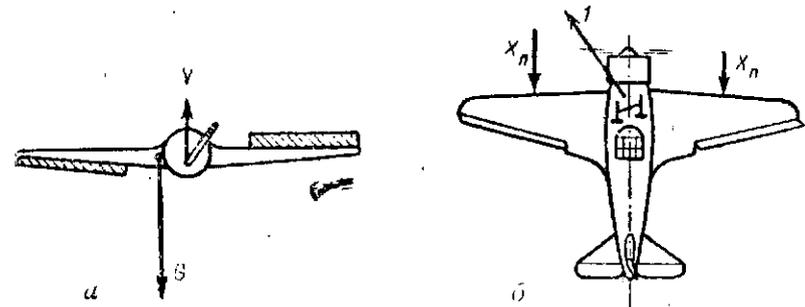
Весовая симметрия может быть нарушена при замене крыла или при неравномерном распределении грузов вдоль размаха крыла.

Предположим, что при сборке самолета установлено более тяжелое левое крыло (фиг. 386, а). Вследствие этого центр тяжести самолета сместится влево, что вызовет крен и скольжение влево (стрелка 1 на фиг. 386, б). Крен будет увеличиваться до тех пор,

пока восстанавливающий момент от скольжения не уравновесит момента от смещения центра тяжести.

Отклонив ручку вправо от оси Y , летчик опустит левый и поднимет правый элерон, устранив этим крен. Вследствие большего угла атаки левого крыла увеличится его лобовое сопротивление, появится разворот влево, что заставит летчика дать правую ногу. Поэтому летчик будет жаловаться на крен и давление на ногу.

Таким образом, смещение центра тяжести самолета вызовет скольжение и разворот в сторону более тяжелого крыла.



Фиг. 386. Влияние нарушения весовой симметрии самолета на его полет: а — вид самолета сбоку; б — вид самолета сверху

На земле этот дефект может быть устранен правильным размещением грузов или увеличением установочного угла более тяжелого крыла и смещением ребра атаки киля в ту же сторону.

Дефекты органов приземления

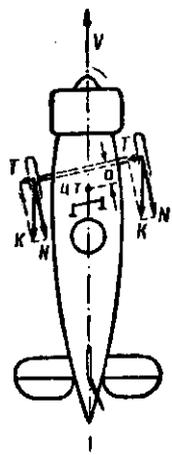
Из наиболее часто встречающихся дефектов органов приземления рассмотрим перекося шасси в горизонтальной и вертикальной плоскостях и слабую накачку пневматиков. Все дефекты органов приземления влияют только на движение самолета по земле, поэтому их легко обнаружить.

Перекося шасси в горизонтальной плоскости. Перекося оси влево в сильно увеличенном виде изображен на фиг. 387. Он может появиться в результате деформации шасси при повороте или после неправильной его регулировки.

При движении самолета по земле со скоростью V , направленной параллельно продольной оси фюзеляжа, каждое колесо шасси испытывает сопротивление в виде силы K , направленной против движения. Силу K можно разложить на силу N , действующую в плоскости колеса, и силу T — вдоль оси вращения колеса; величина N зависит только от трения качения колес; величина T зависит от трения скольжения колес, от перекося оси шасси и от состояния поверхности аэродрома, причем чем больше трение скольжения колес, перекося оси шасси и чем мягче грунт аэродрома, тем больше величина силы T .

Силы T дают два момента Ta , которые разворачивают самолет влево, в сторону заднего колеса. Чем больше вынесена ось шасси вперед, тем больше плечо a и тем сильнее разворот.

Чтобы удержать самолет с перекошенным шасси от разворота летчик дает правую ногу. Необходимо помнить, что данный дефект вызывает разворот самолета как при взлете, так и при посадке, в отличие от тенденции самолета к развороту вследствие реакции ВМГ, которая проявляется только при взлете.



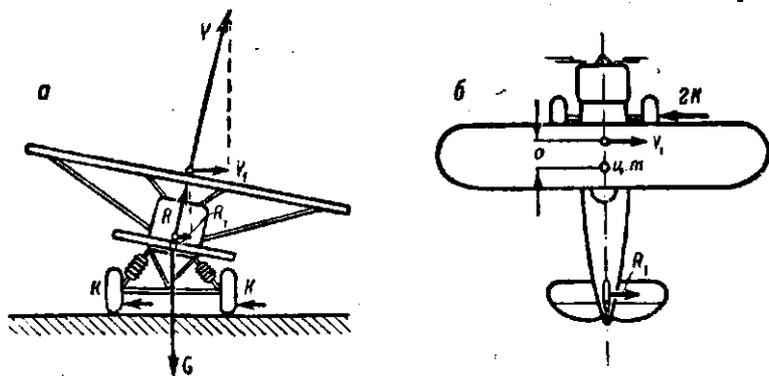
Фиг. 387. Влияние перекоса оси шасси в горизонтальной плоскости на его движение по земле

Перекокс шасси в вертикальной плоскости. Этот дефект в эксплуатации встречается довольно часто и возникает в результате ослабления амортизации одной ноги шасси или при неравномерной ее затяжке при монтаже.

На фиг. 388, а показан случай вертикального перекоса в результате ослабления амортизации правой ноги шасси самолета.

При таком наклоне подъемная сила крыла Y даст горизонтальную составляющую Y_1 , а подъемная сила R стабилизатора и руля высоты даст горизонтальную составляющую R_1 . Силы Y_1 и R_1 направлены вправо от плоскости симметрии самолета (фиг. 388, б). Действие сил Y_1 и R_1 вызывает на колесах реактивные силы K , возникающие вследствие трения скольжения колес. Наконец, вследствие крена увеличивается нагрузка на правое колесо, так как сила веса самолета G проходит ближе к этому колесу.

Сила Y_1 стремится повернуть самолет вправо, в сторону стойки с ослабленной амортизацией. С увеличением угла атаки Y_1 растет; кроме того, и ее плечо a становится больше, поэтому тенденция самолета к развороту вправо под влиянием силы Y_1 будет на больших углах атаки больше, чем на малых. Большее давление на правое колесо вызовет большую силу



Фиг. 388. Влияние перекоса шасси в вертикальной плоскости на его движение по земле

трения его, что также способствует развороту самолета вправо. Наоборот, силы R_1 и $2K$ стремятся развернуть самолет влево, в сторону стойки с исправной амортизацией.

Направление разворота зависит от того, какой момент окажется больше. Наиболее вероятен разворот самолета влево, в сторону ноги с исправной амортизацией, под влиянием моментов от силы R_1 на хвостовом оперении и сил $2K$ вследствие бокового давления на колеса, так как их момент обычно бывает больше.

Это более вероятно еще и потому, что к концу разбега одновременно с ростом подъемной силы Y растет величина ее составляющей Y_1 , и уменьшается давление на правое колесо; таким образом, моменты, разворачивающие самолет вправо, противодействуют один другому, что уменьшает их суммарную величину.

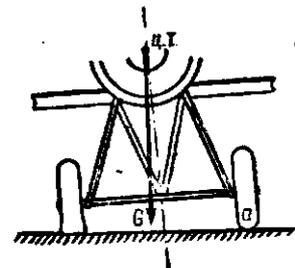
В начале взлета или в конце посадки, когда подъемная сила невелика, большую роль играет давление на колеса. По мере увеличения подъемной силы крыла большее значение приобретает действие силы Y_1 .

Неравномерная накачка пневматиков. Этот дефект возникает в результате неисправности камеры пневматика или при неодинаковой накачке пневматиков колес при монтаже. На рис. 389 показано шасси с меньшим давлением в правом пневматике.

При движении по земле самолета с таким дефектом он развернется вправо, в сторону неисправного колеса, что объясняется следующим.

Во-первых, самолет слегка наклонится вправо, вследствие чего давление на правое колесо увеличится, трение его возрастет, и самолет развернется вправо. Во-вторых, сама форма правого, более слабо накачанного пневматика способствует развороту в его сторону. Очевидно, левое, более упругое колесо, сохраняющее свою форму в месте соприкосновения с землей (точка a), испытывает меньшее трение, чем правое колесо, потерявшее круглую форму вследствие пониженного давления в камере пневматика. В-третьих, развороту вправо способствует меньший диаметр правого, неисправного колеса по сравнению с исправным. Если камера совсем выйдет из строя (прокол и т. д.), стремление самолета к развороту еще больше увеличится.

Указанный дефект ощущается больше всего в начале взлета и в конце посадки, когда подъемная сила крыльев мала.



Фиг. 389. Влияние неравномерной накачки пневматиков самолета на его движение по земле

Методика определения летных дефектов

Мы выяснили, как влияют различные дефекты регулировки на движение самолета по земле и в воздухе, какие летные дефекты могут появиться у самолета в различных случаях полета.

Для устранения летных дефектов нужно уметь находить их причину — ту неисправность регулировки, которая нарушает нормальный полет самолета.

Основными и исходными данными при определении летных дефектов служат записи в формуляре самолета. В формуляре должны

быть записаны заводские регулировочные данные самолета, все изменения в регулировке, произведенные во время эксплуатации, с подробным указанием причин изменения заводской регулировки. Чем подробнее эти записи, тем полнее они характеризуют самолет тем легче определять и устранять летные дефекты.

Нужно отмечать все особенности эксплуатации самолета: грубые посадки, ремонты, замену двигателя и отдельных частей самолета, условия хранения самолета, которые могли повлиять на его регулировку, и другие сведения.

Помимо того, в формуляре должны быть записаны данные, характеризующие полет самолета на балансировочном угле атаки (в моторном полете и на планировании), когда отсутствует давление на ручку. К этим данным относятся: высота полета, число оборотов двигателя, скорость полета, положение стабилизатора или триммера; последнее определяется по числу оборотов штурвала стабилизатора или барабана триммера, начиная от какого-либо его крайнего положения.

Такие записи весьма облегчают выявление причин летных дефектов.

Наиболее сложная задача в устранении летных дефектов — определение причин их возникновения.

Для облегчения работы следует вначале установить источник дефекта. Если причиной дефекта является моторная установка, то дефект будет чувствоваться лишь в полете с работающим двигателем, а при планировании его влияние сказываться не будет. Если нарушены регулировочные данные самолета, то дефект будет чувствоваться и в моторном полете, и при планировании. Если источником дефекта являются органы приземления, то дефект будет проявляться только при движении по земле и т. д.

В случае обнаружения летчиком какой-либо ненормальности в поведении самолета в полете нужно внимательно просмотреть записи в формуляре, сравнить их с новыми сведениями, полученными от летчика, и устранить таким путем дефект регулировки. Иногда для большей уверенности приходится совершать вторичный полет. Затем следует проверить всю регулировку самолета, сверяя ее с формуляром.

Обнаружив нарушение регулировочных данных, устраняют его и затем совершают проверочный полет. Если же расхождений регулировочных данных с данными в формуляре при проверке не обнаружится, необходимо внести соответствующие изменения в регулировку самолета, не выходя при этом из определенных для каждого самолета допусков.

В качестве примера разберем порядок определения и устранения одного из распространенных летных дефектов — тенденции самолета кабрировать при полете на нормальном угле атаки.

После ряда полетов летчик жалуется, что на нормальном угле атаки у самолета появилось стремление к кабрированию, особенно заметное во время подъема на полном газе. В полете летчик устранял это явление отклонением ручки «от себя» или вращением «от себя» барабана триммера руля высоты. Ось вращения винта распо-

ложена ниже центра тяжести самолета. На планировании летчик каких дефектов не замечал.

Последнее замечание показывает, что причиной дефекта является двигатель, так как, очевидно, возрос момент тяги винта. Он мог возрасти по двум причинам: вследствие роста силы тяги из-за вследствие увеличения ее плеча. Возможно, что моторная рама неравно сжималась и была установлена недостаточно точно (с перекосом вверх), вследствие чего увеличилось плечо с силы тяги (рис. 331); возможно, что перекос рамы вверх получился за деформации стержневой рамы. В обоих случаях следует проверить состояние моторной рамы и ее крепление к фюзеляжу и в случае обнаружения каких-либо дефектов устранить их. Может оказаться также, что момент тяги увеличился в результате смены двигателя или винта, причем новая ВМГ дает большую мощность тягу, чем прежняя, вследствие чего при нижней децентрации винта возникает кабрирующий момент.

Если причиной дефекта является увеличение тяги винта, следует уменьшить установочный угол крыла или увеличить установочный угол стабилизатора. У самолета-биплана можно уменьшить плечо верхнего крыла, сделав таким путем центровку более передней, при которой нежелательный кабрирующий момент уничтожится.

После устранения дефекта путем регулировки крыла или стабилизатора нужно проверить, не появится ли при этом другой дефект, вызванный изменением регулировки, — большое давление ручки на пальцы во время выравнивания самолета для посадки (это не должно увеличиваться); в противном случае регулировку придется уточнить.

Изложенное не представляет собой способ, пригодный для выявления всех летных дефектов. В каждом отдельном случае следует учесть все обстоятельства полета, все изменения и работы, произведенные на самолете и двигателе, которые могли так или иначе вызвать появление летного дефекта.

При устранении любого летного дефекта нужно помнить, что он мог появиться не только в результате неправильной регулировки, но и вследствие деформации частей, отчего могла нарушиться прочность. Поэтому, устраняя дефекты регулировки, следует постоянно проверять и состояние частей самолета.

Таким образом, для устранения летных дефектов необходимо постоянно знать состояние своего самолета, систематически наблюдать за ним, подробно записывать в формуляр все изменения в регулировке самолета и сделанные работы и внимательно осматривать его после полетов, особенно в случае, каких-либо нарушений полетных правил.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Поясните поведение самолета в полете с перекосом крыла в плане. На что при этом жалуется летчик? Как устранить дефект?
2. Что происходит с самолетом при нарушении установочного угла одного крыла? На что при этом жалуется летчик? Как устранить дефект?

- Объясните движение самолета со смещенным вправо центром тяжести. На что при этом будет жаловаться летчик? Как устранить этот летный дефект?
- Как влияет перекош шасси в горизонтальной плоскости? Когда чувствуется этот дефект?
- Как влияет перекош шасси в вертикальной плоскости?
- Куда стремится развернуться самолет при слабо накачанном левом пневматике? Почему?
- Расскажите последовательно порядок определения и устранения летных дефектов.

Глава XIV

ПОНЯТИЕ О РАБОТЕ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

Чтобы понять, как работают части самолета, необходимо предварительно выяснить характер деформаций и величину сил, загружающих детали самолета.

52. Понятие о деформациях

Виды деформаций. В полете, при движении по земле и на стоянке различные части самолета подвергаются действию различных сил, которые загружают детали самолета, изменяют их форму и размеры, вызывают в них внутренние усилия, так или иначе деформируют их.

Всякая нагрузка вызывает в деталях самолета внутреннюю противодействующую силу, равную по величине и обратную по направлению действующей силе. Противодействующая сила является характеристикой внутренних упругих свойств детали и того материала, из которого она сделана.

Так, если отделить от амортизатора резиновую нить, взять ее за один конец и начать растягивать за другой, мы увидим, что поперечное сечение нити становится меньше, а длина ее увеличивается. Если отпустить один конец растянутой нити, мы почувствуем в руке с другим концом боль, возникающую от удара быстро сократившейся до начальной длины резинки.

Что заставило нить сократиться? Нить сократилась под действием упругих сил резины, возникающих в ней под влиянием нагрузки. Чем больше нагрузка, тем большие упругие силы развиваются в нити. При определенной нагрузке упругие силы резинки окажутся меньше нагружающих, и она разрушится.

В технике принято возникающие в деталях силы упругости относить к площади поперечного сечения деталей. Такое отношение показывает интенсивность сил упругости, напряженность их в сечении тела или так называемое напряжение.

Величина упругих сил, приходящаяся на единицу площади поперечного сечения тела, называется его **напряжением**. Оно измеряется в килограммах на квадратный сантиметр.

Что касается изменения длины и размеров сечения нити, то оно показывает вторую сторону работы детали — его деформацию.

Изменение под действием нагрузки размеров и формы частей и деталей самолета называется **деформацией**.

Напряжение и деформации материалов являются основными величинами, характеризующими работу той или другой детали под действием нагрузки.

Сказанное выше о резиновой нити полностью относится и к работе других материалов (дерево, сталь, и др.) с той лишь разницей, что упругость их меньше, чем у резины, и потому происходящие в них деформации менее заметны. Однако такие деформации происходят и с деталями, сделанными из самых лучших сортов стали, стоит лишь приложить к ним определенную нагрузку.

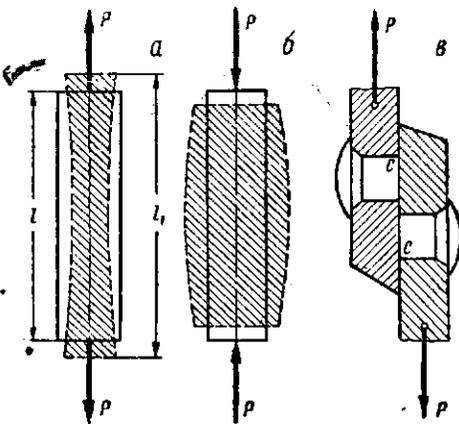
В зависимости от того, как действуют силы на детали, деформации делятся на растяжение, сжатие, сдвиг, кручение, поперечный и продольный изгиб.

Деформация **растяжения** показана на фиг. 390, а. Силы P , направленные наружу, действуют вдоль продольной оси бруса. Они увеличивают длину бруса и уменьшают его поперечные размеры (деформированный брус заштрихован). Деформацией при растяжении является удлинение ($l_1 - l$) бруса в миллиметрах. На растяжение работает, например, трос, которым трактор тянет за собой самолет при движении его по земле.

Деформация **сжатия** показана на фиг. 390, б. Здесь силы P также действуют вдоль продольной оси бруса, но направлены они не наружу, а внутрь. От сжатия брус укорачивается, поперечное же сечение его увеличивается (деформированный брус заштрихован). За деформацию бруса при сжатии принимают линейное сокращение его длины. Так работают, например, амортизационные подкосы шасси под действием веса самолета при стоянке или ножки стула под действием веса человека, сидящего на нем.

Деформация **сдвига** показана на фиг. 390, в. При сдвиге силы P действуют перпендикулярно продольной оси тела (в данном случае заклепки), разрезая его на две части, причем поперечные сечения с заклепки сдвигаются параллельно одно другому. Для металлических деталей этот вид деформации называется срезом, для деревянных — скалыванием. Величина сдвига характеризуется линейным расстоянием, на которое смещаются сечения тела. Такую деформацию испытывают, например, заклепки различных баков.

Величина деформаций и напряжений при растяжении, сжатии и сдвиге зависит от размеров поперечного сечения тела и величины

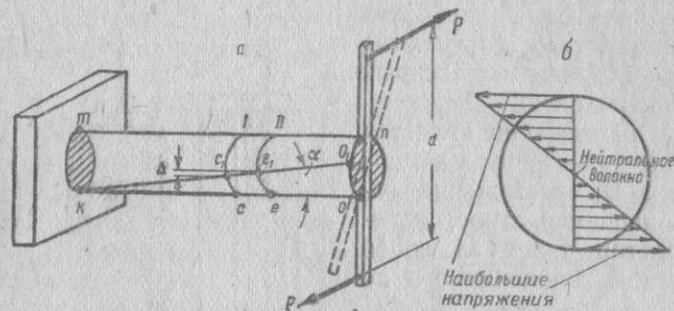


Фиг. 390. Деформации при растяжении, сжатии и сдвиге

действующих сил, причем с увеличением поперечного сечения и с уменьшением нагрузки деформации деталей уменьшаются. Величину напряжения σ (сигма) во всех этих случаях можно узнать, разделив действующую на тело силу P на площадь F поперечного сечения детали до деформации:

$$\sigma = \frac{P}{F} \text{ кг/см}^2. \quad (75)$$

Деформация кручения показана на фиг. 391, а. Нагрузкой при кручении является момент пары сил Pd , который закручивает стержень mn , жестко закрепленный одним концом в стене. В результате кручения правое поперечное сечение op стержня поворачивается относительно левого сечения mk на угол α , так как точка o правого сечения перемещается в точку o_1 .



Фиг. 391. Работа стержня на кручение

Если рассматривать два близко расположенных сечения стержня I и II, то окажется, что вследствие кручения их точки s и e перемещаются в точки s_1 и e_1 . При этом точка e_1 сдвигается относительно точки s_1 на некотором расстоянии Δ , а в сечениях стержня возникают напряжения сдвига.

На фиг. 391, б показана диаграмма распределения напряжений сдвига при кручении; из нее следует, что наибольшие напряжения сдвига испытывают крайние волокна стержня, расположенные на большом удалении от центра сечения; волокно, проходящее через центр сечения бруса, напряжений сдвига не испытывает и потому называется нейтральным. Плоскости всех сечений стержня mn остаются параллельными одна другой.

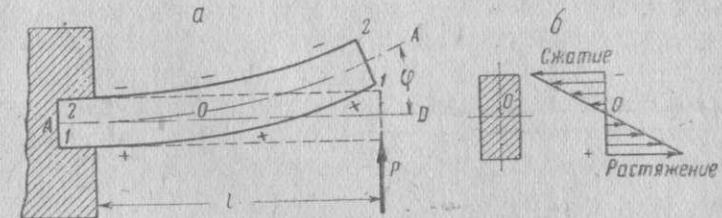
За деформацию при кручении принимают угол закрутки в градусах одного сечения относительно другого.

На кручение работают, например, фюзеляж, хобот автостартера, запускающего мотор, коленчатый вал мотора и ряд других деталей.

На фиг. 392, а показана деформация изгиба, называемого поперечным. При изгибе сила P действует перпендикулярно продольной оси бруса, создавая изгибающий момент $M = Pl$, который растягивает нижние волокна бруса 1—1 и сжимает верхние волокна 2—2; между крайними волокнами находится нейтраль-

ная ось AA , размеры которой не изменяются; деформации (растяжение или сжатие) остальных волокон постепенно увеличиваются от нейтрального волокна к крайним.

Рядом (фиг. 392, б) показана диаграмма напряжений в сечении бруса, из которой видно, что наибольшее растяжение испытывают нижние волокна, а наибольшее сжатие — верхние; среднее нейтральное волокно не испытывает ни растяжения, ни сжатия. Поэтому в технике так широко распространены трубы, полые лонжероны и другие детали, у которых средняя часть, мало работающая на изгиб и кручение, совершенно отсутствует.



Фиг. 392. Работа бруса на поперечный изгиб

Вследствие изгиба брус становится криволинейным, поэтому за деформацию изогнутого бруса принимают величину его прогиба в миллиметрах; деформацией изгиба является также угол ϕ , образованный средней линией AD бруса до начала изгиба и касательной к нейтральной линии AA того же бруса, но изогнутого под действием нагрузки.

На изгиб работают, например, лонжерон крыла во время полета, верхний стержень турника под действием веса гимнаста и т. д.

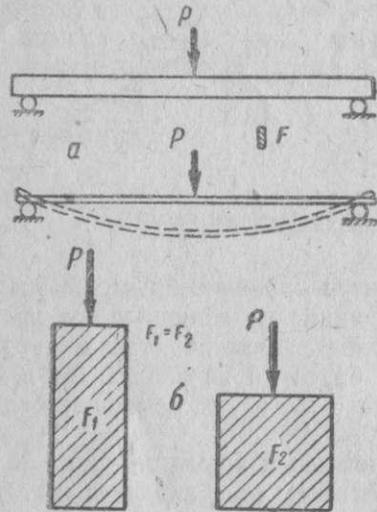
Величина напряжения и деформации при изгибе и кручении зависит от длины стержня и размеров и формы его поперечного сечения, причем чем дальше от нейтральной оси отстоят крайние волокна тела, тем меньше его изгиб и кручение. Напряжение при изгибе и кручении, в отличие от растяжения и сжатия, зависит не столько от поперечной площади тела, сколько от формы сечения и положения силы относительно бруса. Так, обычную чертежную линейку (фиг. 393, а), поставленную на ребро, гораздо труднее прогнуть, чем линейку, положенную плашмя. При одинаковой площади F и длине брус прямоугольной формы (фиг. 393, б) работает на изгиб лучше квадратного, если только действующая сила P направлена вдоль более длинной стороны его сечения. Подобные примеры можно привести из различных областей техники.

Продольный изгиб (фиг. 394) отличается от поперечного тем, что действующая сила P направлена вдоль продольной оси тела, как при сжатии, а деформируется оно, как при поперечном изгибе. Продольный изгиб получается в случае нагрузки длинных стержней с поперечным сечением небольших размеров. Величина деформации зависит от величины изгибающего момента Pc , соотношения между длиной стержня и его поперечными разме-

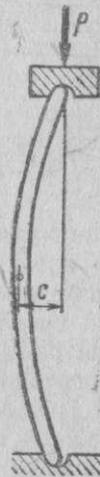
рами и от того, как закреплены концы стержня, — жестко или же шарнирно. Так работает, например, длинная и узкая чертежная линейка, нагруженная силами, направленными вдоль ее продольной оси, длинные тяги жесткого управления и другие детали.

Степень деформации всех видов зависит от свойств материала деталей, из которого они изготовлены.

На практике, кроме указанных деформаций в чистом виде, встречаются еще сложные деформации, когда деталь подвергается совместному действию растяжения и изгиба, кручения с изгибом и другим сочетаниям деформаций. Сложные деформации наиболее распространены.



Фиг. 393. Влияние формы поперечного сечения на деформацию изгиба



Фиг. 394. Деформация при продольном изгибе

Большинство материалов, в том числе и авиационных (сталь, дуралюмин, дерево), лучше всего работает на растяжение и сжатие и гораздо хуже на изгиб и кручение. Поэтому стержни очень часто соединяют так, чтобы они работали на растяжение, а не на изгиб. В результате получают сооружения, называемые фермами.

Упругие и остаточные деформации. Деформации любого вида могут быть упругими и остаточными.

Упругими называются такие деформации, когда после прекращения действия силы тело полностью восстанавливает свою первоначальную форму. Такую деформацию можно наблюдать, растягивая резину или изгибая стальную рессору: стоит снять нагрузку, как они возвратятся в исходное положение.

Увеличивая постепенно нагрузку на ту же рессору и снимая ее, мы обнаружим, наконец, момент, когда после очередного снятия нагрузки рессора в первоначальное состояние не вернется; это произойдет вследствие появления остаточных деформаций.

Таким образом, остаточными называются такие деформации, когда после прекращения действия силы тело своей первоначальной формы полностью не восстанавливает.

Большинство материалов, даже такие, как сталь, до известных пределов остаются упругими, и только с увеличением нагрузки сверх определенной у них появляются остаточные деформации. Очевидно, давать нагрузку на детали, выходящую за эти пределы, ни в коем случае не следует.

Сказанное выше о деформациях различных стержней и труб полностью относится ко всем деталям самолета, испытывающим самые разнообразные деформации в различных случаях своей работы, при движении на земле и в воздухе.

Понятие о прочности и жесткости. Выше было упомянуто, что качество каждой детали в отдельности и всей конструкции в целом определяется напряжениями и деформациями, возникающими в них во время работы.

С увеличением нагрузки растут и напряжения в частях самолета и деформации этих частей, но их зависимость от нагрузки неодинакова. Поэтому при создании нового самолета его рассчитывают дважды, проверяя не только напряжения, но и деформации.

Целью определения напряжений является создание такой конструкции, которая при любой возможной для нее нагрузке не разрушилась бы и оказалась достаточно прочной. При расчете выбирают такие размеры частей, чтобы величина упругих сил, приходящихся на единицу площади (напряжение в частях), не превышала определенного значения, допускаемого для данного материала. Такой расчет называют расчетом на прочность.

Однако деталь, рассчитанную на прочность, еще нельзя ставить на самолет. Во всяком механизме любая его деталь должна иметь и сохранять строго определенные размеры. Поэтому деталь, рассчитанную на прочность, следует проверить еще на величину деформаций, которые также не должны выходить из определенных пределов. Такой расчет называют расчетом на жесткость.

В случае изменения расчетных размеров детали во время работы (а это и есть деформация) может получиться заедание частей, несогласованность их движения и т. д. Значение расчета на жесткость можно пояснить следующими простыми примерами.

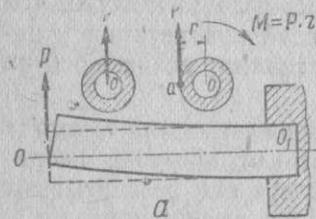
Если носок коленчатого вала мотора будет изгибаться во время работы, например, на 2—3 мм, то такой носок будет недостаточно жестким, хотя он может оказаться достаточно прочным и напряжения в нем не будут выше допустимого. Очевидно, допустить такую деформацию по условиям работы вала мотора нельзя.

Если в полете N-образные стойки биплана растянутся или сожмутся больше расчетной величины, то нарушится регулировка бипланной коробки; в результате могут измениться летные свойства самолета, несмотря даже на то, что стойки будут достаточно прочны. Такую же роль может сыграть излишне большой прогиб концов крыла самолета, особенно свободнонесущего.

В то же время деталь, рассчитанная на жесткость, может оказаться непрочной, и тогда она, деформируясь не выше допустимых пределов, будет иметь напряжения больше допусковых.

Таким образом, все детали самолета рассчитывают на прочность и на жесткость одновременно, причем если окажется, что из условий прочности деталь должна иметь большие размеры, чем показывает расчет на жесткость, окончательные размеры ее возьмут из условий прочности. Если преобладающую роль в определении размеров детали играют деформации, размеры ее возьмут из расчета на жесткость.

Таким образом, если говорят, что деталь прочна, значит она под действием нагрузки хотя и деформируется, но не разрушается и ее напряжения не выше допусковых. Если говорят, что конструкция жестка, значит ее деформации не превышают определенных значений и ее прогиб, закручивание или удлинение не выходят из пределов существующих допусков. Если говорят, что конструкция прочна и жестка, значит и ее напряжения и ее деформации полностью соответствуют существующим нормам; именно такими должны быть все части самолета и весь самолет в целом.



Фиг. 395. Центр и ось жесткости трубы и крыла

Если сила P приложена в центре O трубы, жестко заделанной одним концом, то вся труба будет изгибаться, перемещаясь другим свободным концом вверх. Если же приложить силу P в точке a на наружной поверхности

трубы, последняя, кроме изгиба вверх, будет еще закручиваться вправо моментом $P r$, вращаясь вокруг точки O , которая попрежнему перемещается только вверх. Таким образом, мы видим, что не все точки поперечного сечения трубы обладают одинаковыми свойствами: одна и та же сила P , приложенная в них, вызывает в трубе различные деформации — в одном случае только изгиб, в другом — одновременно изгиб и кручение. Последний случай дает пример так называемых сложных деформаций.

Точка сечения O , обладающая тем свойством, что силы, приложенные в ней, вызывают только изгиб трубы, без кручения, называется центром жесткости (ц. ж.) сечения. Центр жесткости является относительно данного сечения постоянной неподвижной точкой, положение которой зависит от формы поперечного сечения тела. У тел симметричных (круглая труба, прямоугольный брус) центр жесткости находится в геометрическом центре их сечений; у тел несимметричных (например

Центр и ось жесткости. На фиг. 395, *a* изображена труба, нагруженная силой P .

Если сила P приложена в центре O трубы, жестко заделанной одним концом, то вся труба будет изгибаться, перемещаясь другим свободным концом вверх. Если же приложить силу P в точке a на наружной поверхности

в сечении крыла) центр жесткости находится ближе к его наиболее прочным и жестким частям (к переднему лонжерону).

Соединив центры жесткости всех сечений трубы, получим ось жесткости OO_1 , обладающую тем же свойством, что и центр жесткости: сила любой величины и направления, проходящая через ось жесткости, только изгибает трубу, не закручивая ее. Соединив центры жесткости всех сечений крыла, получим его ось жесткости, обладающую тем же свойством (рис. 395, *б*); кручение крыла происходит вокруг его оси жесткости.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

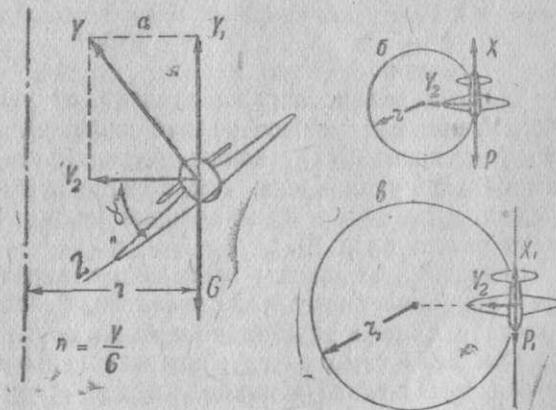
1. Что называется деформацией тела? Напряжением?
2. Перечислите виды деформаций, укажите их особенности.
3. Как деформируется тело в результате растяжения? Сжатия? Сдвига? Приведите примеры этих деформаций.
4. Какие сечения больше работают при изгибе и кручении: крайние или центральные? Какой из этого практический вывод?
5. Чем отличается поперечный изгиб от продольного?
6. Как влияет форма поперечного сечения на сопротивление тела изгибу и кручению?
7. Какие деформации называют сложными?
8. Какие деформации называют упругими? Остаточными? В чем различие между ними?
9. Поясните примерами понятия «прочность» и «жесткость».
10. Что называется центром жесткости? Осью жесткости?
11. Какой вид деформаций более выгоден?

53. Понятие о нагрузках деталей самолета

Величина нагрузок, принимаемых для расчета деталей самолета на прочность и жесткость, зависит от так называемых перегрузок деталей самолета, возникающих при неустановившемся движении.

Возникновение перегрузок. Чтобы самолет мог совершать неустановившееся движение (неравномерное или криволинейное), связанное с изменением величины или направления скорости, на самолет должна действовать какая-либо неуравновешенная сила, которая и вызывает перегрузки.

Так, во время виража на крыльях самолета (фиг. 396, *a*) действует подъемная сила Y , которая своей составляющей Y_1 уравновешивает полетный вес самолета, а другой составляющей — Y_2 — изменяет направление скорости полета. Поэтому сила Y при вираже должна быть больше, чем в горизонтальном полете, когда



Фиг. 396. Перегрузка крыла при вираже

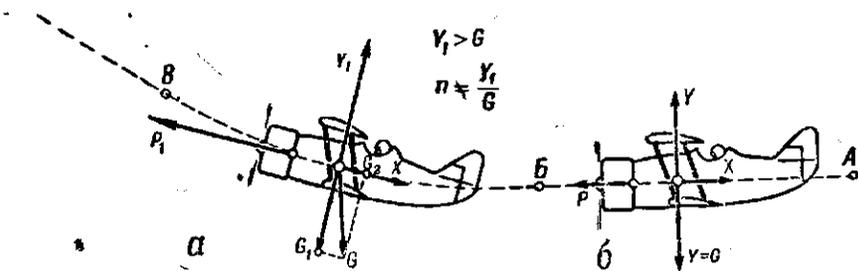
крылья самолета загружаются подъемной силой, равной его полетному весу G .

Взяв отношение величины подъемной силы Y к величине полетного веса G , получим перегрузку крыла n .

$$n = \frac{Y}{G} \quad (a)$$

Перегрузкой называют отвлеченное число, показывающее, во сколько раз нагрузка, испытываемая крылом в криволинейном полете, больше нагрузки крыла в установившемся горизонтальном полете.

Величина перегрузки изменяется в полете в зависимости от того, как резко изменяется направление скорости полета. Иначе говоря, перегрузка зависит от кривизны траектории. Если кривизна траектории большая, а радиус r выража мал (фиг. 396, б), перегрузка больше, так как силы Y_2 и Y должны быть при этом значительно больше. Наоборот, при небольшой кривизне траектории, когда радиус r_1 велик (фиг. 396, в), перегрузка меньше, так как неуравновешенная сила Y_2 и подъемная сила Y меньше.



Фиг. 397. Перегрузка крыла при переводе самолета с горизонтального полета на подъем

Так как радиус виража зависит от углов крена (чем больше угол крена, тем меньше радиус виража), можно сделать вывод, что угол крена будет влиять также и на величину перегрузки, — чем больше угол крена, тем больше перегрузка. Это можно проследить и по фиг. 289, на которой видно, что с увеличением углов крена растет сила Y_2 .

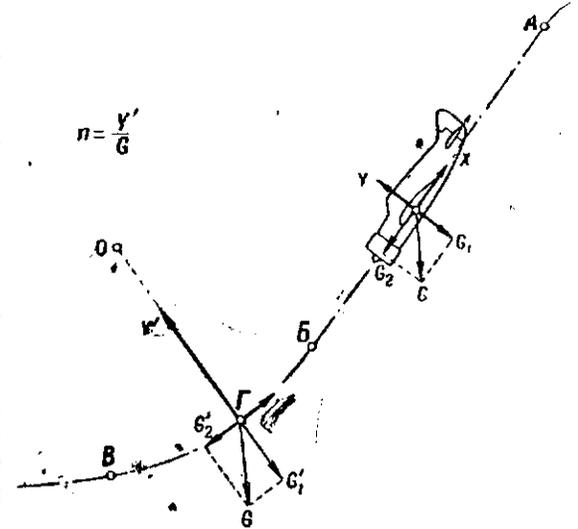
Сказанное относится не только к виражу, но и к любому другому криволинейному полету (петля, боевой разворот, перевод самолета с одного режима полета на другой и т. д.).

Так, если самолет из горизонтального полета, в котором перегрузка крыла равна единице, так как $P = G$ (фиг. 397, а и б), переходит на подъем, то в момент самого перехода от одного вида установившегося движения к другому самолет будет двигаться криволинейно (участок BB). Необходимая для этого неуравновешенная сила может быть создана увеличением подъемной силы крыла (за счет увеличения угла атаки или скорости полета) до значения Y_1 , что снова создает перегрузку для крыла, которую можно найти, пользуясь той же формулой (а).

Чем резче летчик будет переводить самолет с горизонтального полета на подъем, тем большие перегрузки испытывают крылья самолета.

Аналогичное явление можно наблюдать и при выводе самолета из пикирования. На прямолинейном участке AB траектории (фиг. 398) подъемная сила Y меньше веса G и крыло загружено меньше, чем в горизонтальном полете. На криволинейном участке BB , на котором самолет выводят из пикирования, подъемная сила должна быть увеличена до значения Y_1 , что достигается увеличением угла атаки крыла. Величину перегрузки найдем по той же формуле (а).

И в этом случае величина перегрузки зависит от того, как резко летчик выводит самолет из пикирования, от величины радиуса OG траектории в момент вывода: чем радиус OG меньше, тем перегрузка больше, и наоборот.



Фиг. 398. Перегрузка крыла при выводе самолета из пикирования

Перегрузки возникают не только в криволинейном, но и в прямолинейном полете, если он происходит неравномерно, если скорость полета изменяется по величине. В этом случае на самолет должна действовать неуравновешенная сила, направленная вдоль траектории движения, которая создаст так называемое тангенциальное ускорение (также направленное вдоль траектории движения) и увеличит нагрузку на те детали самолета, которые в установившемся полете загружаются меньшими силами. Так, если на участке BB (см. фиг. 398) сила тяги P_1 больше, чем сумма сил $(G_2 + X)$, то очевидно, что детали самолета будут загружены больше, испытывая в этом случае тангенциальное ускорение и перегрузку по сравнению с нагрузкой в установившемся горизонтальном полете. Величину перегрузки найдем, как отношение силы P_1 к силе P .

Эксплуатационная перегрузка. Таким образом, нагрузка крыла (и любой другой части самолета) изменяется в зависимости от характера полета самолета. Очевидно, наибольший интерес представляет максимальная нагрузка, которая может появиться в процессе эксплуатации самолета. Обозначим ее Y^0 , в отличие от подъемной силы Y крыла в горизонтальном полете, равной полетному весу G самолета и являющейся нормальной нагрузкой крыла.

Тогда эксплуатационной перегрузкой крыла будет отношение максимальной нагрузки, действующей на крыло в криволинейном полете, к его нормальной нагрузке в горизонтальном полете (при одинаковых углах атаки).

Эксплуатационной перегрузкой называют максимальную вероятную перегрузку, могущую возникнуть при эксплуатации самолета. Ее обозначают n^o и для крыла находят по формуле

$$n^o = \frac{Y^o}{G}, \quad (76)$$

где Y^o — наибольшая подъемная сила, могущая возникнуть на крыле в любом случае полета (обычно при выводе самолета из пикирования);

G — полетный вес самолета, являющийся нормальной нагрузкой крыла.

Найдем наибольшую теоретически возможную величину перегрузки.

Пусть самолет летел горизонтально со скоростью V_{max} , и подъемная сила крыла

$$Y = c_y S \frac{\rho V_{max}^2}{2}$$

Если летчик резко возьмет ручку «на себя», скорость полета в первый момент изменится мало, а угол атаки вырастет до критического. Тогда нагрузка крыла будет равна

$$Y_1 = c_{y, max} S \frac{\rho V_{max}^2}{2} \quad (a)$$

В горизонтальном полете на критическом угле атаки самолет летит со скоростью V_{1min} , когда

$$Y = G = c_{y, max} S \frac{\rho V_{min}^2}{2} \quad (б)$$

Взяв отношение Y_1 к Y , получим n^o :

$$n = \frac{Y_1}{G} = \frac{V_{max}^2}{V_{min}^2}$$

и окончательно

$$n = \left(\frac{V_{max}}{V_{min}} \right)^2 \quad (77)$$

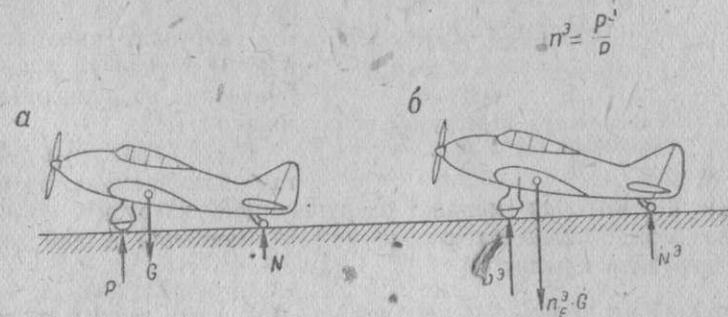
Отсюда видно, что наибольшая теоретически возможная перегрузка при резком изменении углов атаки в горизонтальном полете равна квадрату отношения диапазона скоростей (примерно $n = 16-25$).

Однако таких перегрузок достичь нельзя, так как практически их величина зависит от того, как резко можно изменить угол атаки крыла, как быстро можно перевести самолет с одного режима полета на другой; чем резче такой переход, тем больше ускорение и перегрузка. Поэтому самолеты более маневренные испытывают большие перегрузки, чем менее маневренные. Так

как мгновенно изменить угол атаки в полете нельзя, эксплуатационная перегрузка практически достигает значений $n^o = 5-9$.

Не следует смешивать понятий об эксплуатационной нагрузке Y^o и эксплуатационной перегрузке n^o . Y^o — это наибольшая сила в килограммах, которая может в полете загрузить крыло, а n^o — безразмерная величина, показывающая, во сколько раз сила Y^o , возникающая в криволинейном полете, больше подъемной силы Y горизонтального полета.

Перегрузки при посадке. Перегрузки возникают не только в полете. Так например, при посадке, в момент удара самолета о землю, скорость, с которой парашютировал самолет, резко снижается до нуля и самолет приобретает отрицательное ускорение, называемое замедлением. В итоге части самолета, а в первую очередь детали шасси, также испытывают повышенную нагрузку, которую сравнивают не с нагрузкой в полете, а с усилиями в деталях шасси при стоянке самолета на земле.



Фиг. 399. Перегрузка шасси при посадке

Так, если при стоянке самолета на земле шасси нагружено силой P (фиг. 399, а), а в момент посадки (фиг. 399, б) — силой P^o , то перегрузку деталей шасси при посадке найдем по формуле

$$n^o = \frac{P^o}{P} \quad (78)$$

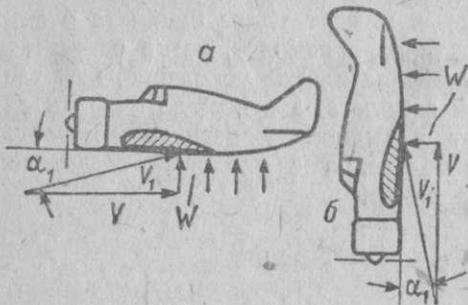
Отношение усилий, возникающих в деталях шасси при посадке, к усилиям в них при стоянке самолета на земле дает величину эксплуатационной перегрузки шасси, которую используют также для расчета других деталей самолета, работающих при посадке.

Перегрузки при полете в ветер. Наконец, перегрузки могут возникнуть в полете за счет ветра. Допустим, что самолет летел горизонтально со скоростью V (фиг. 400, а), а в это время возник вертикально направленный порыв ветра W ; тогда увеличится угол атаки крыла до значения α_1 , вырастет подъемная сила крыла, что создаст перегрузку.

Такая же перегрузка может возникнуть при пикировании самолета (фиг. 400, б), когда он попадает в горизонтальный поток ветра W .

Чем больше скорости полета V и ветра W , тем больше перегрузка. С увеличением удельной нагрузки крыла G/S перегрузки за счет ветра уменьшаются.

Расчетные разрушающие нагрузки. Так как части самолета загружаются в криволинейном полете больше, чем в горизонтальном, их прочность должна быть увеличена по сравнению с прочностью, необходимой для горизонтального полета. Следовательно, рассчитывать прочность, например, крыла на подъемную силу Y , создаваемую им в горизонтальном полете, нельзя, так как эксплуатационная нагрузка Y^0 будет всегда больше.



Фиг. 400. Возникновение перегрузки под влиянием ветра

Однако и на эксплуатационную нагрузку крыло рассчитывать нельзя. Если загрузить крыло такой силой, при которой оно разрушится, то нагрузка, приходящаяся в этом случае на крыло, называется разрушающей нагрузкой (P^p).

Крыло рассчитывают на так называемую расчетную нагрузку Y^p , которая меньше разрушающей нагрузки, но в полтора-два раза больше эксплуатационной, могущей в действительности загрузить крыло.

Такой запас прочности необходим для того, чтобы в деталях крыла и всего самолета ни в каком случае полета не появлялись остаточные деформации, изменяющие размеры деталей самолета, их прочность и регулировку самолета в целом, чтобы предохранить крыло от всяких случайностей.

Таким образом, размеры каждой детали рассчитывают на большую, чем в действительности, нагрузку, которой она в полете никогда не испытывает, и потому детали оказываются более прочными, чем это необходимо для эксплуатационной нагрузки. Величину запаса прочности определяет так называемый коэффициент безопасности.

Коэффициентом безопасности f называется отвлеченное число, показывающее, во сколько раз разрушающая нагрузка P^p для какой-либо детали самолета больше эксплуатационной P^0 . Таким образом,

$$f = \frac{P^p}{P^0} \quad (79)$$

Величина коэффициента безопасности находится в пределах от 1,5 до 2 в зависимости от характера нагрузки, продолжительности ее действия, условий полета, а также свойств материалов, использованных при постройке самолета.

Таким образом, расчетная (разрушающая) нагрузка оказывается в f раз больше эксплуатационной, т. е.

$$P^p = fP^0.$$

Но эксплуатационная нагрузка больше нормальной в n^0 раз, т. е.

$$P^0 = n^0 P,$$

где P — нормальная нагрузка крыла или другой детали самолета в установившемся горизонтальном полете.

Тогда разрушающая нагрузка окажется больше нормальной в fn^0 раз, т. е.

$$P^p = fn^0 P.$$

Произведение fn^0 дает величину так называемой расчетной разрушающей перегрузки n^p .

Расчетная разрушающая перегрузка n^p показывает, во сколько раз нужно увеличить нагрузку данной детали в горизонтальном полете, чтобы получить разрушающую нагрузку.

$$n^p = \frac{P^p}{P} \quad (80)$$

Числовое значение n^p современных самолетов находится в пределах 9—13 и зависит от типа самолета (в первую очередь от его маневренности) и условий его полета.

Приведем небольшой пример, наглядно показывающий влияние коэффициента безопасности, эксплуатационной и расчетной перегрузки на разрушающую расчетную нагрузку крыла.

Пусть самолет весом $G=3000$ кг делает вираж с углом крена $\beta=70^\circ$, при котором эксплуатационная перегрузка $n^0=3$. Тогда эксплуатационная нагрузка крыльев для этого случая полета будет равна

$$Y^0 = n^0 Y = n^0 G = 3 \cdot 3000 = 9000 \text{ кг.}$$

Если принять коэффициент безопасности $f=2$, то расчетная нагрузка крыла окажется равной

$$Y^p = fY^0 = 2 \cdot 9000 = 18000 \text{ кг.}$$

Таким образом, при весе самолета $G=3$ т его крылья должны быть рассчитаны для виража на 18 т, т. е. на нагрузку, в 6 раз большую нормальной.

Такое значение разрушающей перегрузки не является пределом, так как бывают случаи полета, когда разрушающая перегрузка доходит до значения $n^p=13$. Тогда для взятого выше случая $Y=3$ т разрушающая нагрузка крыльев самолета будет равна

$$Y^p = n^p Y = 13 \cdot 3 = 39 \text{ т.}$$

Из всего сказанного о перегрузках ясно, что от них в большой степени зависит прочность самолета. Поэтому при конструировании самолета приходится учитывать все условия работы самолетов

различных типов (полетный вес, максимальные скорости, маневренность и т. д.) и те перегрузки, которые могут появиться у них в полете.

Прочность самолетов различных типов. Сравним требования, предъявляемые к истребителю и тяжелому бомбардировщику с точки зрения их прочности.

Истребитель летает с большими скоростями, он должен выполнять все фигуры и быть особо маневренным. Поэтому его эксплуатационные нагрузки P и перегрузки n очень большие, а разрушающая перегрузка доходит до значений $n^p = 10-13$.

Тяжелый бомбардировщик, имеющий меньшую скорость и маневренность, не делающий фигур, не может иметь таких больших полетных перегрузок, как истребитель. Поэтому его разрушающая перегрузка доходит до значений $n^p = 6-7$. Поэтому истребители всегда прочнее тяжелых бомбардировщиков.

Этот вывод применим лишь к относительной, но не абсолютной прочности. Так, если крыло истребителя с полетным весом $G=2$ т загрузить весом в 30 т, оно такой нагрузки не выдержит и, конечно, разрушится. В то же время для крыла тяжелого самолета с полетным весом $G=30$ т такая нагрузка будет нормальной, не вызывающей в нем даже остаточных деформаций.

Когда говорят, что истребитель прочнее тяжелого бомбардировщика, это значит, что крыло истребителя рассчитано на разрушающую нагрузку, в 10-13 раз большую полетного веса истребителя, тогда как крыло тяжелого самолета может выдержать нагрузку, только в 6-7 раз большую полетного веса самолета.

Так, крыло истребителя весом $G=2$ т разрушится при нагрузке

$$Y^p = 12 \cdot G = 12 \cdot 2 = 24 \text{ т,}$$

а крыло тяжелого самолета весом $G=36$ т — при нагрузке

$$Y^p = 6 \cdot G = 6 \cdot 36 = 216 \text{ т.}$$

Разрушающая нагрузка по абсолютной величине больше у тяжелого самолета, но его перегрузка n^p в два раза меньше, чем у истребителя. Отсюда относительная прочность крыла истребителя примерно вдвое больше, чем у тяжелого бомбардировщика. Это же относится и к другим частям самолета.

Поэтому нагрузка отдельных деталей самолета определяется условиями их работы, зависящими от типа самолета и характера его движений.

Расчетные случаи. Самолет состоит из отдельных деталей, каждая из которых имеет определенное назначение и нагрузку. Нагрузка частей самолета зависит от скорости и характера его движения, от атмосферных условий полета и резкости движения рулями.

Если взять самолет, находящийся в определенном положении в воздухе, и найти нагрузки каждой его детали, то окажется, что эти нагрузки имеют самый разнообразный характер. В один и тот же момент некоторые части могут совсем не работать, другие, наоборот, будут загружены очень сильно. В качестве примера можно привести шасси: в полете оно не работает, зато в момент посадки

стержни шасси испытывают полную нагрузку. Это относится и к любой другой детали самолета, каждая из которых работает с максимальной нагрузкой только в определенном случае полета, не совпадающем по времени с максимальной загрузкой других деталей.

Для прочности же самолета нужно, чтобы любая, самая незначительная его деталь выдержала наибольшую нагрузку, приходящуюся на нее в самом тяжелом для этой детали случае полета.

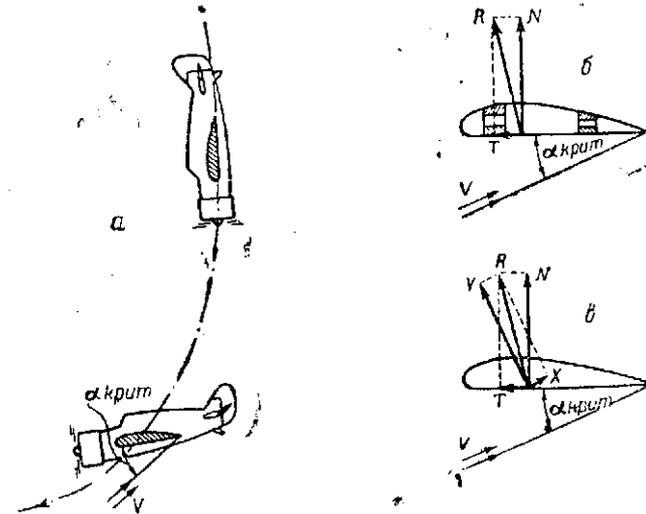
Отсюда вывод, что рассчитывать детали самолета на одно какое-либо положение его в воздухе нельзя, так как нагрузки для одних частей в этом положении будут наибольшими, а для других частей их может не быть совсем.

Особо тяжелые условия работы каждой детали самолета (крыльев, шасси, оперения и т. д.) даются в так называемых нормах прочности в виде расчетных случаев. Рассмотрим расчетные случаи наиболее важной части самолета — его крыльев.

Нормы прочности дают для крыла пять основных случаев: A_k , B_k , C_k , D_k и E_k . Выясним их особенности.

1. Расчетный случай A_k — криволинейный полет на угле атаки наибольшей подъемной силы (на $c_{l,max}$). На практике такой случай бывает при резком выводе самолета из пикирования (фиг. 401, а), когда угол атаки крыла быстро увеличивается от очень малого или отрицательного до критического.

На случай A_k рассчитывают все самолеты, даже не пикирующие, так как и у них угол атаки и перегрузки в полете могут резко изменяться. Особенно важен этот случай для пикирующих самолетов, эксплуатационная нагрузка которых может дойти до больших величин. Согласно нормам прочности эксплуатационная перегрузка n^p случая A_k может изменяться в зависимости от полетного веса и максимальной скорости полета в пределах от 3 до 9. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.



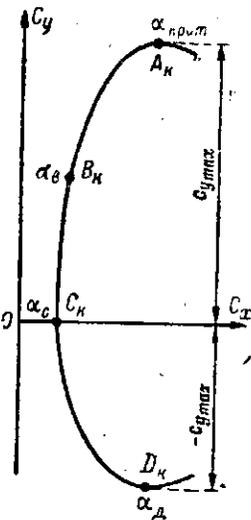
Фиг. 401. Расчетный случай крыла A_k .

На фиг. 401, б показано крыло в случае A_k . Расчетным этот случай взят потому, что полет на $\alpha_{крит}$ отличается наибольшей величиной полной аэродинамической силы R и самым передним ее положением (см. фиг. 221), вследствие чего большую часть силы R воспринимает передний лонжерон, а меньшую часть — задний.

Разложив силу R , получим силу N , направленную перпендикулярно хорде крыла, и силу T , действующую в плоскости крыла, вдоль его хорды. Такое разложение позволяет легче определять деформации деталей крыла, вызванные силой R .

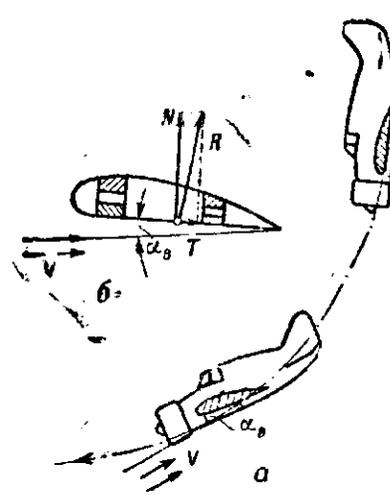
На фиг. 401, в сила R одновременно разложена на подъемную силу Y и силу лобового сопротивления X и на силы N и T . Из разложения видно, что силы Y и N мало отличаются одна от другой, тогда как силы T и X резко разнятся как по своей величине, так и по направлению. Так, при полете на $\alpha_{крит}$, когда сила R имеет наибольший наклон вперед (примерно $97-98^\circ$ к хорде), сила T направлена вперед, тогда как сила X никогда не может быть направлена вперед. Крыло изгибается вверх и вперед.

На фиг. 402 изображена кривая лилиенталя, на которой отмечены расчетные случаи крыла, в том числе случай A_k (угол атаки $\alpha_{крит}$).



Фиг. 402. Расчетные случаи крыльев на кривой Лиллиенталя

2. Расчетный случай B_k — криволинейный полет на малых углах атаки. Соответствующий угол атаки показан на фиг. 402 (угол α_B). Такой случай встречается при плавном выводе самолета из пикирования, когда угол атаки увеличивается не до критического, а до меньших значений (фиг. 403, а), траектория полета получается более плавной, чем в случае A_k . Поэтому эксплуатационная перегрузка в два раза меньше, чем в случае A_k , т. е. $n_B^0 = 0,5 n_A^0$ и



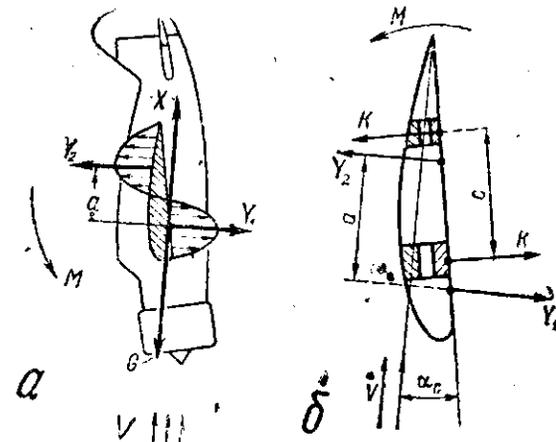
Фиг. 403. Расчетный случай крыла B_k

зависимости от полетного веса и маневренности самолета находится в пределах от 1,5 до 5. Коэффициент безопасности $f=2$.

На фиг. 403, б показано крыло в случае B_k . Центр давления крыла находится примерно по середине профиля, ближе к заднему лонжерону, для которого случай B_k является расчетным, так как большая часть силы R воспринимается задним лонжероном. Сила T направлена назад. Крыло изгибается вверх и назад.

3. Расчетный случай C_k — оговесное пикирование самолета на угле атаки нулевой подъемной силы. Угол атаки крыла показан на фиг. 402 (угол α_c).

Распределение нагрузки по хорде крыла и положение самолета в случае C_k изображено на фиг. 404, а; оно совпадает с распределением давления, показанным на фиг. 223. На крыло действует лобовое сопротивление X , равное весу G .



Фиг. 404. Расчетный случай крыла C_k

Перегрузки крыла нет ($X/G=1$), так как движение является установившимся, без неуравновешенных сил. Коэффициент безопасности $f=2$.

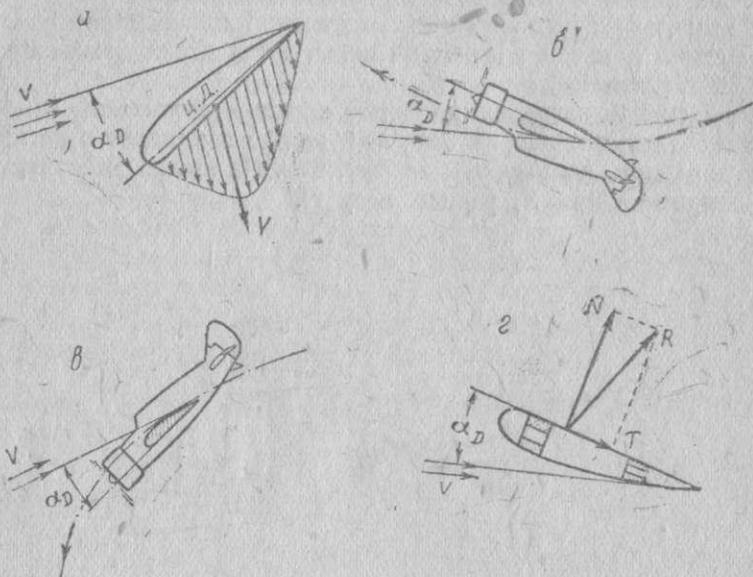
Случай C_k взят как расчетный потому, что крыло, кроме силы X , загружается еще моментом M пары сил $P_1 a$. Сила X изгибает крыло назад, а момент M закручивает его в сторону уменьшения углов атаки. Закручивающий момент в одинаковой степени загружает оба лонжерона крыла силой $K = \frac{M}{c} = \frac{P_1 a}{c}$ (фиг. 404, б). При постоянной величине момента M нагрузка на лонжероны зависит от расстояния c между ними: чем оно больше, тем сила K меньше.

4. Расчетный случай D_k — криволинейный полет на угле атаки наибольшей отрицательной подъемной силы (при $-C_{y_{max}}$), направленной от верхней поверхности крыла к нижней (см. фиг. 206). Соответствующий угол атаки показан на фиг. 402 (α_D).

Возможные положения самолета в этом случае показаны на фиг. 405. Фиг. 405, б относится к криволинейному полету на спине; такой полет возможен только для истребителей или специальных са-

молетов, приспособленных для перевернутых полетов. Фиг. 405, в изображает резкий переход самолета из горизонтального полета на крутое планирование; такой расчетный случай встречается у всех самолетов.

Эксплуатационная перегрузка n^a находится в пределах от 1,3 до 2,5, коэффициент безопасности $f = 1,5$.



Фиг. 405. Расчетный случай крыла D_k

Наибольшая нагрузка в случае D_k приходится на передний лонжерон (фиг. 405, г), но направлена сила N в обратную сторону. Вследствие обратного направления нагрузки от силы N на крыло этот случай и взят как расчетный. Под действием силы T крыло изгибается назад.

5. Расчетный случай E_k — резкая посадка. В момент грубой посадки самолет ударяется о землю с силой Gn_E^a , где G — полетный вес, а n_E^a — эксплуатационная перегрузка при посадке. На колесах шасси возникают при этом силы реакции земли — силы P^a (фиг. 406, в), являющиеся эксплуатационной нагрузкой для деталей шасси, а на костыльном колесе — аналогичная сила N^a , представляющая эксплуатационную нагрузку для деталей костыльной установки.

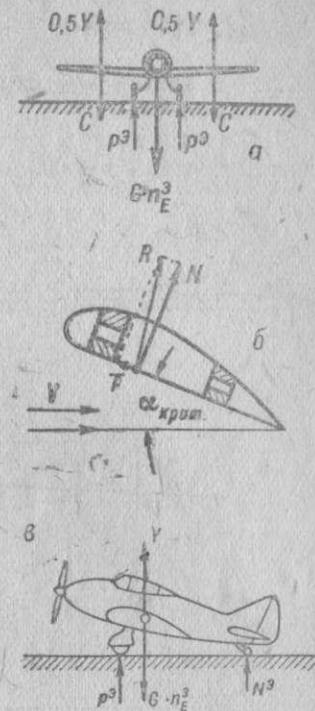
Некоторая часть силы Gn_E^a — сила C приложена к каждому крылу (фиг. 406, а); силу C , действующую вниз, можно найти, умножив вес $G_{кр}$ крыла со всеми находящимися на нем агрегатами на эксплуатационную перегрузку n_E^a . Величина сил C зависит от

веса $G_{кр}$ крыла и амортизации шасси; чем мягче амортизация, тем меньше толчки испытывают детали самолета при посадке, тем меньше перегрузки n_E^a и силы C .

Кроме того, на крыло действует подъемная сила Y , примерно равная $0,75 G$ и направленная вверх.

Таким образом, изгиб крыла вниз под действием сил C уменьшается подъемной силой Y крыла, изгибающей его вверх. Соотношение между действующими на крыло силами C и Y зависит от того, как распределена весовая нагрузка самолета между его крыльями и фюзеляжем. Если во время посадки в крыльях размещена большая часть веса самолета (моторы, полные бензобаки, бомбы и т. д.), как это может быть у тяжелых самолетов, то нагрузка на крыло вниз будет значительной. Если же крылья загружены мало, то их силы C будут намного меньше и тогда действие силы N может оказаться сильнее. Сила T (фиг. 406, б) изгибает крыло вперед, как и в случае А., так как углы атаки этих расчетных случаев совпадают ($\alpha_{крит.}$).

Числовое значение эксплуатационной перегрузки крыла и шасси при посадке одинаково и находится в пределах от 1,7 до 3; коэффициент безопасности $f = 1,8$.



Фиг. 406. Расчетный случай крыла E_k

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

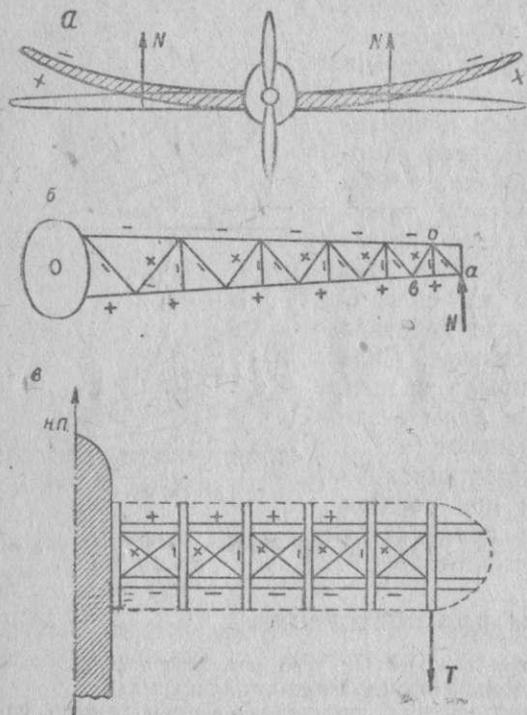
1. Как возникают перегрузки при вираже? От чего они зависят?
2. Что называют перегрузкой? Как найти ее величину для крыла?
3. Как возникают перегрузки при переводе самолета из горизонтального полета на подъем? На планирование?
4. Что называют эксплуатационной перегрузкой? Напишите ее формулу? Какова размерность n^a ?
5. Чему равна наибольшая теоретически возможная перегрузка? Можно ли ее получить в полете? Почему?
6. Как возникают перегрузки при посадке? При полете в ветер? От чего зависят их величина?
7. Что называют разрушающей нагрузкой? Для чего введено это понятие? Какова ее размерность?
8. Дайте определение коэффициента безопасности. Для чего он служит?
9. Что называют расчетной перегрузкой? Чему равны ее примерные значения?
10. Какой самолет более прочен? Почему?
11. Для чего применяют расчетные случаи?
12. Перечислите расчетные случаи крыльев, покажите движение самолета в каждом из них.
13. Дайте характеристику и причины введения каждого из расчетных случаев крыльев.
14. В каком расчетном случае крыло работает на наибольшее кручение? Почему?

15. Как направлена нагрузка на крыло в случае перевернутого полета? При посадке? При резком выходе самолета из пикирования?

54. Понятие о деформациях частей самолета

Ниже дается краткая характеристика деформаций основных частей самолета.

Понятие о деформациях крыльев. Основными элементами, воспринимающими силовую нагрузку крыла, являются его лонжероны, нервюры, обшивка и стрингеры. Работа этих элементов крыла зависит от его конструкции и направления действующих сил.



Фиг. 407. Деформация крыла от сил N и T

В зависимости от того, куда направлена сила R — вверх или вниз, — крылья самолета изгибаются в вертикальной плоскости, в сторону ее действия. Это видно на фиг. 407, a , где под действием сил N крыло изгибается вверх. Изгиб двухлонжеронного крыла в вертикальной плоскости вверх воспринимают лонжероны, обшивка и стрингеры крыла. При этом нижние полки лонжеронов растягиваются (растяжение отмечено знаками плюс), верхние — сжимаются (знаки минус). Раскосы и стойки, соединяющие полки лонжеронов, деформируются по-разному: стойки всегда сжаты (фиг. 407, b); раскосы, идущие от растянутой полки лонжерона к сжатой (в данном случае от нижней полки к верхней) и направленные от фюзеляжа наружу (раскос $вб$ и все, ему параллельные), будут растянуты; раскосы, идущие от растянутой полки лонжерона к сжатой, но направленные к фюзеляжу, внутрь (раскос $аб$ и все, ему параллельные), будут сжаты.

При обратном направлении силы R деформации всех деталей лонжерона изменятся, за исключением вертикальных стоек, которые и в этом случае будут сжаты.

Верхние полки лонжеронов, работающие в основном на сжатие, имеют обычно большие размеры, чем нижние, работающие преимущественно на растяжение.

Участие обшивки в работе крыла определяется ее материалом. Полотняная, так называемая неработающая обшивка передает воздушную нагрузку на нервюры и лонжероны крыла, но силовых нагрузок крыла не воспринимает. Однако это не значит, что она совсем не работает. Передавая нагрузку нервюрам крыла, полотняная обшивка прижимается давлением воздуха к нижней поверхности крыла и отрывается от его верхней поверхности благодаря пониженному давлению над крылом; в обоих случаях полотно работает на разрыв. Так как большая часть подъемной силы создается за счет пониженного давления над крылом, то верхняя часть обшивки загружается сильнее нижней; поэтому в случае необходимости вскрыть обшивку крыла лучше это делать на нижней поверхности крыла, чем на верхней.

Металлическая и деревянная обшивка крыла, помимо передачи давления воздуха нервюрам крыла, участвует также во всех деформациях крыла, разгружая его основные силовые элементы. Поэтому она, в отличие от полотняной, называется работающей обшивкой. Жесткая обшивка испытывает во время работы деформации сдвига, растяжения и сжатия.

Деформации сдвига появляются в обшивке при кручении крыла, показанном на фиг. 408. Под действием $M_{кр}$ одно сечение крыла смещается по стрелке 1 (фиг. 409, a) относительно другого, которому фюзеляж препятствует повернуться, удерживая его от кру-

Вторая составляющая силы R — сила T (см. фиг. 403) загружает горизонтальную ферму крыла (см. фиг. 49). На малых α , когда сила R наклонена назад относительно горизонтальной фермы крыла, сила T изгибает крыло назад (фиг. 407, $в$), растягивая передний лонжерон и сжимая задний. При этом растягиваются лобовые расчалки, идущие наружу от фюзеляжа, от растянутого лонжерона к сжатому. Остальные расчалки не работают. Средние части нервюр, между лонжеронами, сжаты силой T и изогнуты силой N ; концы нервюр, от лонжеронов, изогнуты вверх силами N .

На больших углах атаки, когда сила T направлена вперед (см. фиг. 406), передний лонжерон работает на сжатие, задний на растяжение, нервюры попрежнему сжаты, инерционные расчалки растянуты.

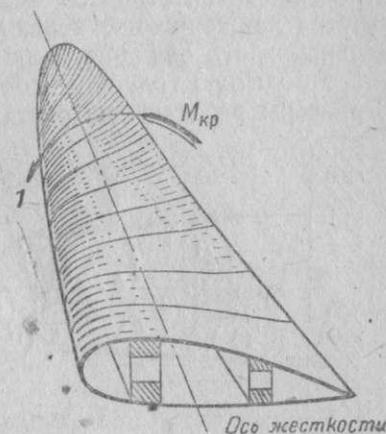
Помимо изгиба в вертикальной и горизонтальной плоскостях, крыло работает еще на кручение (фиг. 408), причем наибольшее кручение оно испытывает при отвесном пикировании (см. фиг. 404). Направлено кручение по стрелке 1 (фиг. 408) в сторону уменьшения углов атаки крыла.

Участие обшивки в работе крыла определяется ее материалом.

Полотняная, так называемая неработающая обшивка передает воздушную нагрузку на нервюры и лонжероны крыла, но силовых нагрузок крыла не воспринимает. Однако это не значит, что она совсем не работает. Передавая нагрузку нервюрам крыла, полотняная обшивка прижимается давлением воздуха к нижней поверхности крыла и отрывается от его верхней поверхности благодаря пониженному давлению над крылом; в обоих случаях полотно работает на разрыв. Так как большая часть подъемной силы создается за счет пониженного давления над крылом, то верхняя часть обшивки загружается сильнее нижней; поэтому в случае необходимости вскрыть обшивку крыла лучше это делать на нижней поверхности крыла, чем на верхней.

Металлическая и деревянная обшивка крыла, помимо передачи давления воздуха нервюрам крыла, участвует также во всех деформациях крыла, разгружая его основные силовые элементы. Поэтому она, в отличие от полотняной, называется работающей обшивкой. Жесткая обшивка испытывает во время работы деформации сдвига, растяжения и сжатия.

Деформации сдвига появляются в обшивке при кручении крыла, показанном на фиг. 408. Под действием $M_{кр}$ одно сечение крыла смещается по стрелке 1 (фиг. 409, a) относительно другого, которому фюзеляж препятствует повернуться, удерживая его от кру-

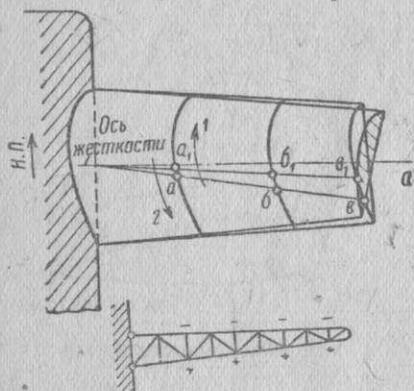


Фиг. 408. Кручение крыла

чения (стрелка 2). В обшивке возникают деформации сдвига, вследствие которых точки a , b , v и др. смещаются в положение a_1 , b_1 и v_1 .

На растяжение и сжатие обшивка работает при изгибе крыла, испытывая с нижней стороны крыла растяжение (фиг. 409, б), а с верхней — сжатие. Доля нагрузки, воспринимаемая обшивкой, зависит от типа крыла: у кессонного крыла она больше, у двухлонжеронного — меньше.

Для работающей обшивки крыла, находящейся со стороны сжатых полок лонжеронов, наиболее опасна потеря устойчивости, внешним проявлением чего является вспучивание обшивки. Чтобы воспрепятствовать вспучиванию обшивки, ее подкрепляют изнутри лонжеронами, нервюрами и большим числом стрингеров. Верхняя часть обшивки, работающая преимущественно на сжатие, имеет большую толщину и большее число стрингеров, чем нижняя. Стрингеры работают на растяжение и сжатие вместе с обшивкой.



Фиг. 409. Деформации жесткой обшивки крыла

Потеря устойчивости обшивки кессонного крыла, являющаяся основным силовым элементом, грозит разрушением всего крыла. Поэтому обшивка в кессонных крыльях подкрепляется изнутри гораздо большим количеством стрингеров, чем работающая обшивка двухлонжеронных крыльев. Работающая обшивка разгружает остальные силовые элементы крыла, поэтому все крыло в целом получается более легким, без ущерба для его прочности и жесткости.

Влияние размещения грузов в крыле сказывается следующим образом. В случаях A и B , когда сила R направлена вверх, вес крыла и расположенных на нем агрегатов действует в сторону, противоположную силе R . Поэтому изгиб крыла вверх уменьшается, так как вес грузов в крыле дает момент, изгибающий крыло в сторону, обратную аэродинамическим силам.

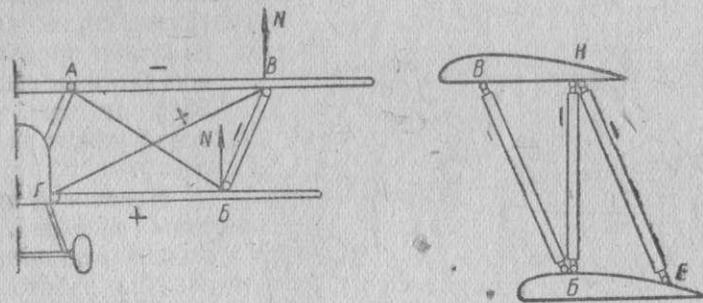
В случае κ вес крыла уменьшает изгиб назад горизонтальной фермы крыла под действием силы лобового сопротивления X . Таким образом, при отвесном пикировании и выходе из него на большой и малый угол атаки для нормального горизонтального полета выгодно размещать грузы в крыльях, так как это их разгружает.

Что касается случая D , то здесь может быть две возможности. Одна — когда самолет летит на спине (фиг. 405, б). Тогда изгиб крыла вверх силой R уменьшается за счет веса $G_{кр}$, изгибающего крыло вниз. Другая — когда самолет переходит из горизонтального полета на крутое планирование (см. фиг. 405, в). Тогда и вес крыльев, и воздушные силы изгибают крыло в одну и ту же сто-

рону, обратную обычному направлению. В этом случае располагать грузы в крыле невыгодно.

Для крыльев монопланов, внутри которых расположена большая доля веса самолета, может быть опасным и случай посадки, так как силы S , развивающиеся при посадке, могут сильно загрузить крыло отклонить вниз и разрушить его. Чем резче удар при посадке, чем больше вес крыла, тем опаснее посадка. Для самолетов с нормально загруженным крылом такой случай не опасен, так как их крылья под действием своей подъемной силы изгибаются при посадке вверх.

Деформации деталей бипланной коробки. Рассмотрим особенности деформации деталей бипланной коробки, так как ее горизонтальные фермы, нервюры и покрытие крыльев работают, как и у крыльев моноплана.



Фиг. 410. Деформации в деталях вертикальной и поперечной ферм бипланной коробки

Благодаря наличию несущих и поддерживающих лент-расчалок в вертикальной ферме с наклонной стойкой (фиг. 410) лонжероны крыльев, кроме изгиба от воздушных нагрузок, испытывают еще и сжатие (когда сила N направлена вверх). Несущие ленты-расчалки при этом растягиваются, поддерживающие не работают.

В том случае, когда сила N направлена вниз, лонжерон верхнего крыла, кроме изгиба, еще и растягивается; несущие ленты разгружаются, а поддерживающие растягиваются.

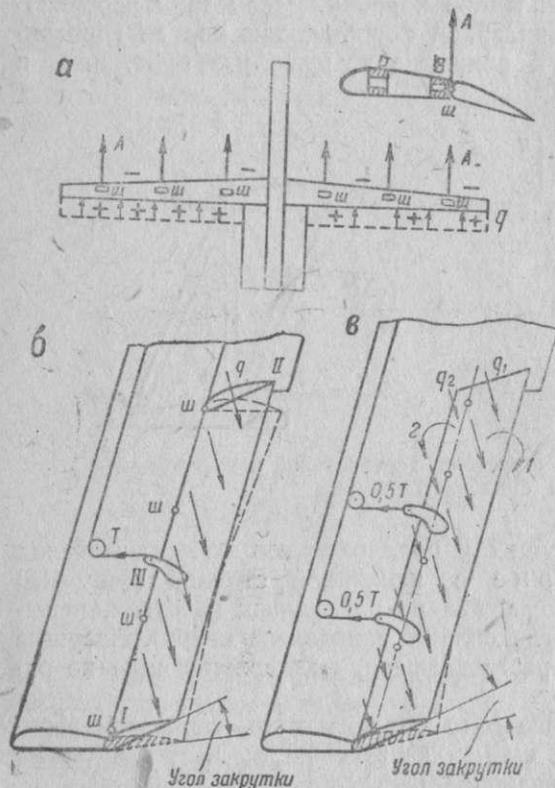
Поперечная ферма $BVEN$ бипланной коробки (фиг. 410) служит для придания жесткости коробке и связи между вертикальными и горизонтальными фермами биплана.

Кроме того, поперечная ферма перераспределяет воздушную нагрузку между передней и задней вертикальной фермами при полете на разных углах атаки, когда из-за крайнего переднего или заднего положения центра давления должна была бы работать только одна из вертикальных ферм коробки.

Стойки BV и EN (фиг. 410) работают всегда на сжатие, стойка BN на растяжение или сжатие, в зависимости от положения центра давления и от того, с какой фермы стойка BN передает нагрузку, — с передней на заднюю, или наоборот.

Следующая особенность бипланной коробки — предварительная затяжка ее лент-расчалок, которая заключается в том, что лентам при сборке самолета дают такое предварительное натяжение, что даже при стоянке на земле во всех его лентах имеются растягивающие усилия.

Это делают для увеличения жесткости коробки и для того, чтобы ленты в полете не вибрировали. Кроме того, при перемене режимов полета, когда, например, вместо несущей ленты начинает работать поддерживающая (или наоборот), в лентах благодаря предварительной затяжке не возникают ударные нагрузки, намного снижающие их прочность. Ленты затягивают так, чтобы ни одна из них в полете не могла полностью разгрузиться и ослабнуть. Величина предварительной затяжки равна 20—25% от нагрузки, которая может разрушить ленту.



Фиг. 411. Деформации рулей

тора дополнительно загружается силами A , передающимися от руля высоты через узлы $ш$ крепления руля. Передний лонжерон особенно сильно загружается в случае крутого пикирования.

Основной деформацией элерона является кручение воздушными силами, возникающими на нем при его отклонении. Когда летчик отклоняет элерон, например, вверх (фиг. 411, б), трос от ручки управления к кабанчику элерона поднимает его вверх; воздушная нагрузка q скручивает элерон, поворачивая его поперечные сечения вниз. При отклонении элерона вниз его поперечные сечения закручиваются вверх.

Понятие о деформациях оперения. Работа оперения во многом аналогична работе крыла.

Стабилизатор загружается при отклонении руля высоты вверх или вниз. Так, при опускании руля высоты вниз (фиг. 411, а) нагрузка от давления q воздуха изгибает лонжероны стабилизатора, деформируя их так же, как и лонжероны крыла (верхний пояс сжат, нижний — растянут). Кроме того, задний лонжерон B стабилизатора

Наименьшее кручение испытывают крайние сечения элерона I и II . По мере приближения к кабанчику управления крутящий момент отдельных сечений элерона суммируется, кручение возрастает. У самого кабанчика (сечение III) крутящий момент будет наибольшим, так как в этой точке лонжероны удерживаются в определенном положении силой T , с которой летчик отклоняет элерон. Чем больше расстояние от концов элерона до кабанчика, тем больше крутящий момент и напряжение в сечении; если кабанчик один, его лучше всего ставить посередине элерона, и хуже всего — на конце. Наибольшие деформации (углы закрутки) будут иметь сечения I и II ; сечение III остается недеформированным.

Чем больше число кабанчиков (фиг. 411, в) и чем меньше расстояние между ними, тем меньше крутящий момент и угол закрутки элерона, так как уменьшается длина пролета, на котором суммируется крутящий момент.

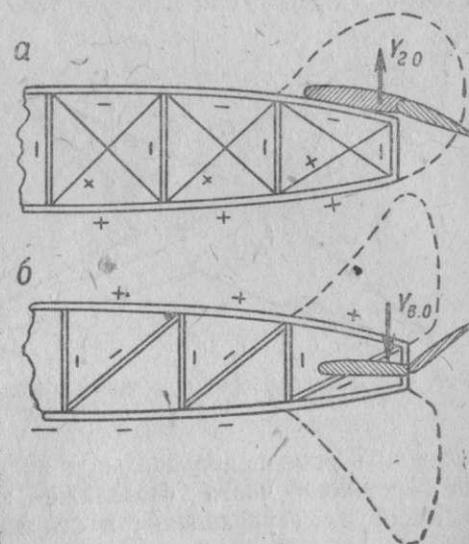
При компенсированном оперении (с роговой или осевой компенсацией) кручение элеронов уменьшается. Это видно на фиг. 411, в, где силы q_1 закручивают сечение элерона по стрелке 1, а силы q_2 на компенсирующей площади — в противоположном направлении, по стрелке 2. Это уменьшает крутящий момент в данном сечении, а также суммарный момент во всех остальных сечениях, где имеется компенсирующая площадь. В итоге крутящий момент и угол закрутки элерона уменьшаются.

Изгиб элеронов большой роли в их нагрузке не играет, так как элероны подвешены в нескольких точках и потому имеют много опор, расположенных близко одна от другой. Изгиб элеронов его компенсацией не уменьшается.

Остальные рули работают в основном аналогично элерону.

Понятие о деформациях фюзеляжей. Нагрузка на ферменный фюзеляж воспринимается его фермами.

Вертикальные фермы работают при отклонении руля высоты от воздушной нагрузки на горизонтальное оперение, от сил веса, расположенных в фюзеляже, и при посадке. При отклонении руля высоты вниз (фиг. 412, а) нижние лонжероны растягиваются, верхние сжимаются, стойки все сжаты; в каждом отсеке растягивается одна лента-расчалка. Такие же деформации возникают в этих деталях в момент посадки, только величина растягивающих и сжимающих усилий в отдельных стержнях ферм будет другая.

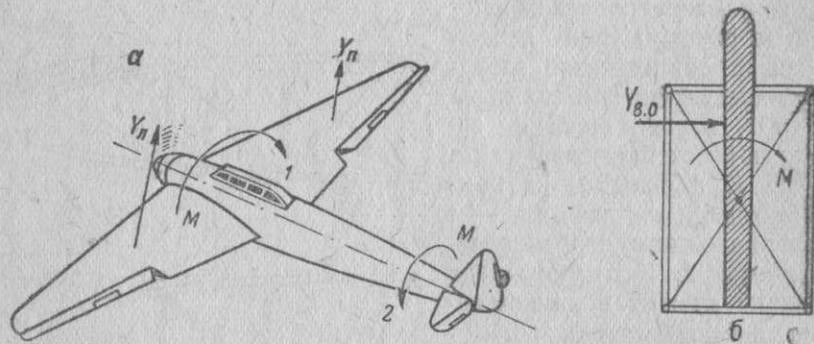


Фиг. 412. Деформации вертикальной расчалочной и горизонтальной раскосной ферм фюзеляжа при отклонении рулей

Горизонтальные фермы фюзеляжа загружаются воздушной нагрузкой, возникающей на вертикальном оперении при отклонении руля поворота. Так, при отклонении руля поворота вправо (фиг. 412, б) воздушная нагрузка $Y_{в.о}$ будет направлена влево, поэтому правый лонжерон будет растянут, левый — сжат; распорки будут сжаты, раскосы при таком их направлении, как на фиг. 412, б, будут сжаты.

Поперечные фермы работают при скручивании фюзеляжа, возникающем при отклонении элеронов или руля поворота, особенно если он расположен высоко над фюзеляжем.

Момент M (фиг. 413, а), созданный за счет отклонения элеронов разностью подъемных сил крыльев ($Y_{л.л} > Y_{л.п}$), кренит крылья, которые увлекают за собой и переднюю часть фюзеляжа, закручивая фюзеляж по стрелке 1. В то же время хвостовая часть фюзеляжа входит в крен с опозданием, так как она по инерции стремится



Фиг. 413. Возникновение кручения фюзеляжа при отклонении элеронов и руля поворота

сохранить свое первоначальное положение; поэтому она действует на переднюю часть фюзеляжа по стрелке 2. Чем резче движение ручкой управления в сторону, тем больше закручивается фюзеляж.

Кручение поперечных ферм за счет отклонения руля поворота и появления силы $Y_{в.о}$ (фиг. 413, б) объясняется тем, что при этом появляется скручивающий момент, вызванный несовпадением продольной оси фюзеляжа и центра давления руля.

Во всех этих случаях детали ферменного фюзеляжа работают только на растяжение и сжатие, кроме лент-расчалок. Последние работают всегда только на растяжение и только по одной в каждом отсеке, в зависимости от направления действующих сил.

Фюзеляжи монокок воспринимают нагрузку в основном своей обшивкой. Весь в целом такой фюзеляж работает как пустотелая балка. При изгибе фюзеляжа вверх силой $Y_{т.о}$ (фиг. 414) нижняя часть обшивки растягивается, верхняя сжимается. При отклонении руля высоты нагрузка $Y_{т.о}$ будет изгибать фюзеляж вниз, верхняя часть обшивки растянется, нижняя — сожмется. Если отклонить руль поворота вправо — растянется правая и сожмется левая половина обшивки, и наоборот.

Кроме изгиба в двух плоскостях, фюзеляж монокок работает на кручение, воспринимаемое всеми его элементами, но главным образом — обшивкой.

Шпангоуты и стрингеры фюзеляжей монокок служат в основном для того, чтобы обеспечить жесткость и устойчивость обшивки и придать фюзеляжу нужную форму. Лонжероны фюзеляжей полумонокок разгружают частично обшивку от нагрузки. Все сказанное выше о работе жесткой обшивки крыла относится и к обшивке фюзеляжей монокок, которая работает, помимо растяжения и сжатия, еще на сдвиг, возникающий при кручении фюзеляжа.

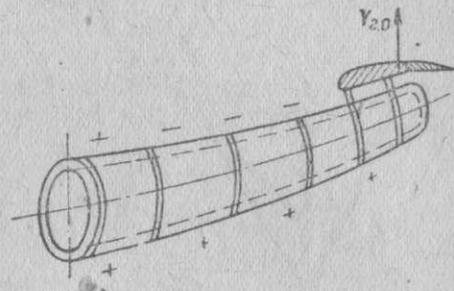
Понятие о деформациях деталей управления. Работа тросов сводится к растяжению. В местах перегибов тросы становятся хрупкими, что приводит к обрыву отдельных нитей; чтобы уменьшить излом троса, его изготавливают из мягких сортов стали. Обрыв нитей троса появляется также в результате истирания у роликов и направляющих втулок. Тросы требуют тщательного ухода и наблюдения; при обрыве одной-двух нитей трос должен сниматься с самолета.

Работа жестких тяг сводится к растяжению и сжатию. Ввиду большой длины тяг их сжатие часто приводит к продольному изгибу, который опасен как с точки зрения нарушения прочности, так и вследствие нарушения регулировки органов управления и отклонения рулей.

Работа остальных деталей управления (ручка управления, рычаг ножных педалей, кабанчики на рулях) однообразна и сводится к изгибу. У ручки управления и рычага ножных педалей самое опасное сечение находится в шарнирах, вокруг которых они вращаются; у кабанчиков наиболее загруженным местом является сечение, которым они крепятся к лонжеронам рулей.

Понятие о деформациях деталей шасси. Каждый из многочисленных типов шасси работает в различных случаях посадки (на три точки, со сносом и т. д.) по-разному. Работа деталей шасси довольно сложна, поэтому, не рассматривая сил, действующих на отдельные элементы шасси при посадке, рассмотрим лишь характер деформаций деталей шасси. Шасси загружается при стоянке большей частью веса самолета (меньшая часть веса воспринимается костыльной установкой) и при посадке силой P^o (см. фиг. 406, в) — эксплуатационной нагрузкой шасси.

Ось осевого шасси (см. фиг. 100) и полуоси полуосного шасси (см. фиг. 101) работают на изгиб при любой посадке и, кроме того, на растяжение и сжатие, в зависимости от конструкции

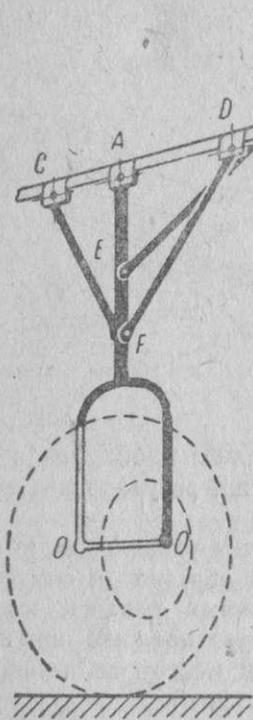


Фиг. 414. Схема деформации фюзеляжа монокок

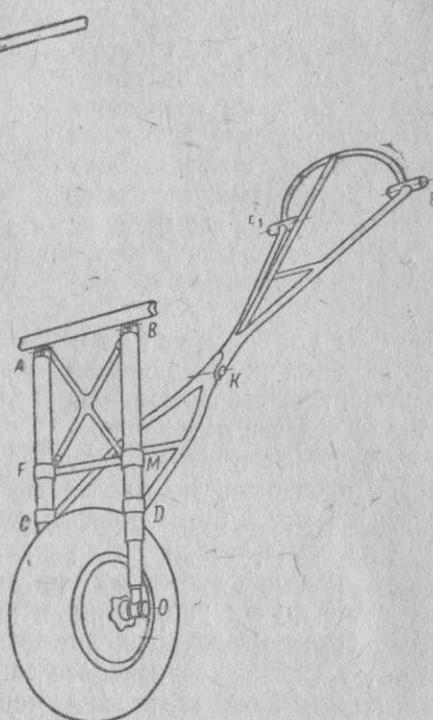
шасси и характера посадки. Оси OO консольно-подкосного (фиг. 415) и вильчатого (фиг. 416) шасси работают на изгиб.

Боковые подкосы CF и DF (фиг. 415) работают в случае посадки с боковым ветром, когда колеса шасси, кроме прямого удара спереди снизу, испытывают еще удар сбоку. В этом случае один из подкосов CF и DF растягивается, а другой сжимается. В вильчатых шасси (фиг. 416), не имеющих обычно боковых подкосов, боковые усилия воспринимаются крестовиной BF и AM . Внутренние подкосы полуосного шасси (см. фиг. 101) могут растягиваться или сжиматься в зависимости от характера посадки.

Амортизационные стойки AF (фиг. 415), AC и BD (фиг. 416) работают на сжатие в момент приземления. Схема ра-



Фиг. 415. Схема консольно-подкосного шасси



Фиг. 416. Вильчатое шасси самолета Ил-4

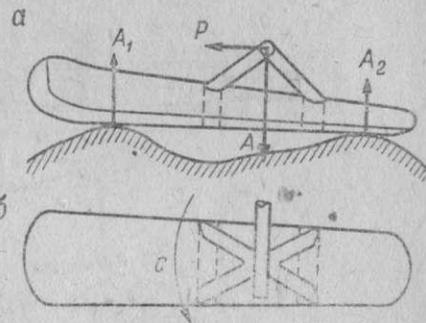
боты различных типов амортизационных стоек была подробно разобрана ранее (см. раздел 6). Кроме сжатия, амортизационные стойки работают на изгиб от сил P , приложенных к колесу во время удара о землю. Величина изгибающих моментов зависит от положения точки E (фиг. 415) и точек C и D (фиг. 416), в которых крепятся нижние концы задних ломающихся подкосов, представляющих нижнюю точку опоры для амортизационных стоек. Верхней точкой опоры являются узлы на лонжеронах крыла или центроплана.

Задний ломающийся подкос BE (фиг. 415) или пирамида $CDKEE_1$ (фиг. 416) работают в основном на сжатие. Все длинные стержни шасси (оси, боковые и задние подкосы и др.), работающие на сжатие, могут, кроме того, работать на продольный изгиб.

Кроме того, детали шасси работают на кручение от различных нагрузок на колеса, не совпадающих с их плоскостью симметрии. Деформации кручения очень нежелательны для шасси; особенно невыгодно кручение для шасси консольного типа (см. фиг. 103), не имеющих дополнительного крепления амортизационных стоек в виде каких-либо подкосов. Для восприятия таких нагрузок в конструкции одностоечных шасси (с одной амортизационной стойкой) или в шасси разнесенного типа предусматривается какая-либо деталь, которая удерживает колесо и нижнюю часть амортизационной стойки от проворачивания вокруг продольной оси амортизатора. В шасси самолета И-16 для этой цели служат шлицы 9 (см. фиг. 105), в шасси типа СБ — направляющие болты 5 (см. фиг. 106), в шасси самолета ЯК-1 — траверсы 4 (см. фиг. 109).

Наиболее распространены в настоящее время траверсы. Для вильчатого шасси самолетов Ил-2 (см. фиг. 20) и Пе-2 (см. фиг. 107) такая деталь не нужна, так как колеса и обе амортизационные стойки удерживаются от проворачивания задними ломающимися подкосами.

Для лыжи наиболее тяжелый случай, когда она во время руления или в момент приземления попадает на неровности аэродрома (фиг. 417,



Фиг. 417. Деформации лыжи

а). В этом случае лыжа работает на изгиб, загружаясь силой A — частью веса самолета. Особенно загружается передняя часть лыжи, так как на нее передается нагрузка от силы P , с которой ось шасси тянет лыжу вперед. В изгибе участвует весь силовой каркас лыжи, включая и полоз, который, кроме того, работает на истирание. Сила P сжимает передний шпангоут лыжи, на котором укреплены передние стержни козелка, и растягивает задний шпангоут лыжи, как бы отрывая его от полоза (эти шпангоуты показаны на фиг. 417 пунктиром).

Козелок лыжи работает на сжатие (передача на лыжу веса самолета) и на кручение. Последняя нагрузка особенно велика и опасна в том случае, если одна из лыж примерзла на стоянке, а самолет трактором трогает с места. Самолет, разворачиваясь вокруг примерзшей лыжи, скрутит при этом козелок по стрелке c (фиг. 417, б).

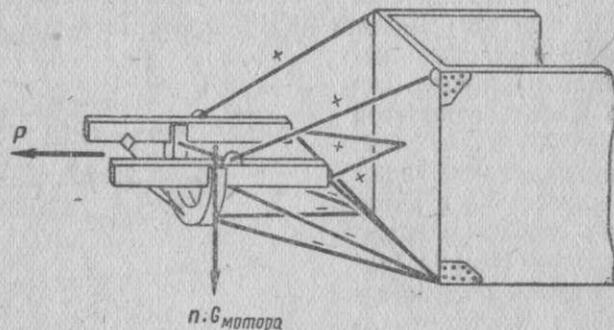
Этот случай опасен не только для лыжи, но и для узлов крепления подкосов шасси. В особенности такая нагрузка вредно отражается на шасси консольного или пирамидального типа, колеса которых ничем не связаны между собой.

Понятие о работе деталей моторамы. Детали моторамы нагружаются весом мотора, силами P_G мотора, возникающими за счет криволинейного движения самолета, и силой тяги винта.

Силы P_G мотора достигают наибольшего значения при резком выходе самолета из пикирования. Особенностью этих сил является изменение их направления в различных случаях полета; поэтому мотоустановки должны выдерживать нагрузку, имеющую различные направления.

Сила тяги винта P по сравнению с силами P_G мотора невелика и большой нагрузки деталям моторамы не дает; некоторые детали моторамы сила P даже разгружает от этих сил. При мощности мотора в 500 л. с. наибольшая сила тяги P будет равна 1 000—1 200 кг.

От всех этих сил подкосы рамы (фиг. 418) в нормальном полете работают на растяжение (верхние и средние) и на сжатие (нижние). У длинных подкосов может возникнуть продольный изгиб. На



Фиг. 418. Деформации деталей моторамы

поперечный изгиб подкосы работать не должны, так как они на эту нагрузку не рассчитаны; поэтому в эксплуатации не следует становиться на подкосы, а в случае необходимости их нужно нагружать в узлах, а не посередине. Кроме того, моторамы дополнительно нагружаются в случае несбалансированного винта, тряски мотора и других причин, от которых мотоустановки начинают вибрировать.

Опасность вибраций заключается в том, что они нагружают не только мотораму, но и весь самолет, что может привести даже к аварии. Чтобы не допустить вибрации мотоустановки, нужно следить за состоянием винта и мотора и своевременно устранять люфты в болтовых соединениях моторамы, следить за состоянием амортизаторов в узлах крепления моторамы.

ВОПРОСЫ ДЛЯ ПОВТОРЕНИЯ

1. Как работают лонжероны крыльев от сил N ?
2. От каких сил и как работает горизонтальная ферма крыла? Зависит ли ее работа от углов атаки?
3. Как работает полотняная обшивка?
4. Для чего служит металлическая и деревянная обшивка? На какие деформации она работает?

5. Какая деформация является наиболее опасной для работающей обшивки? Почему?
6. Как влияет размещение грузов в крыле на его работу?
7. Какие деформации испытывают детали ферм бипланной коробки?
8. Для чего применяют предварительную затяжку лент? Ее величина?
9. Как работают лонжероны стабилизатора?
10. В чем особенность работы элеронов? Для чего на элеронах применяют по два и больше кабанчика?
11. Какой элерон больше закручивается при отклонении: с компенсацией или без нее? Почему?
12. В каких случаях и как работают вертикальные фермы фюзеляжа? Горизонтальные? Поперечные?
13. Как возникает кручение фюзеляжей?
14. Как работает фюзеляж монокок? Какие его детали воспринимают основную нагрузку?
15. В чем заключается работа тросов?
16. Какие деформации испытывают тяги управления? Ручка управления? Кабанчики?
17. Как работают оси и полуоси шасси?
18. Для чего служат боковые подкосы и крестовины в деталях шасси?
19. Как работают амортизационные стойки шасси?
20. Для чего служит задний ломающийся подкос?
21. Чем воспринимается кручение, передаваемое от колес, в различных типах шасси?
22. Как работают лыжи шасси? Козелок шасси?
23. От каких сил работают стержни моторамы? Как направлены эти силы?
24. Какие меры принимают для борьбы с вибрацией моторамы?

ОГЛАВЛЕНИЕ

Часть первая		Стр.
КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ		
<i>Глава I. Классификация самолетов</i>		3
1. Классификация самолетов по назначению		—
Гражданские самолеты		4
Военные самолеты		12
2. Классификация самолетов по конструкции		—
Классификация самолетов по числу крыльев		15
Классификация самолетов по типу шасси		18
Классификация самолетов по числу винтомоторных групп		19
Классификация самолетов по материалам изготовления		21
<i>Глава II. Основные части самолета</i>		21
3. Конструкция крыльев		—
Крылья монопланов		22
Крылья бипланов		43
4. Конструкция фюзеляжей		46
5. Органы управления самолетом		59
Оперение самолета		60
Командные рычаги		69
Проводки управления		74
6. Органы приземления		85
Шасси убирающиеся		—
Шасси убирающиеся		89
Колеса		105
Льжи		116
Костыльные установки		118
7. Винтомоторная группа		122
Моторная рама		—
Воздушные винты (пропеллеры)		127
Система питания топливом		141
Система смазки двигателя		145
Система охлаждения двигателя		149
8. Оборудование и вооружение самолетов		160
Часть вторая		
ТЕОРИЯ ПОЛЕТА		
<i>Глава III. Основные сведения по аэродинамике</i>		162
9. Воздушная среда и ее свойства		—
Атмосфера		—
Физические свойства воздуха		164
Международная стандартная атмосфера		167

10. Аэродинамическая сила воздушного потока		168
Аэродинамические трубы		—
Характер обтекания тел при продувке		170
11. Геометрические характеристики крыльев		176
12. Полная аэродинамическая сила крыла		180
13. Разложение полной аэродинамической силы		183
Закон Бернулли		184
Подъемная сила крыла		187
Лобовое сопротивление крыла		190
14. Качество крыла		194
15. Кривая Лиллиенталя для крыла		197
16. Обтекание крыла на больших углах атаки		202
17. Кривая Лиллиенталя для самолета		207
18. Центр давления крыла		211
<i>Глава IV. Винтомоторная группа</i>		214
19. Основные характеристики винта		215
20. Аэродинамические силы, действующие на лопасть винта		227
21. Мощность винтомоторной группы		229
22. Коэффициент полезного действия винта		234
<i>Глава V. Установившееся движение самолета</i>		236
23. Горизонтальный полет и условия его выполнения		237
Схема сил		238
Потребная скорость		240
Потребная тяга		241
Потребная мощность		242
24. Характеристики горизонтального полета		244
Кривая потребной мощности		—
Кривая располагаемой мощности		245
Кривые Пено		246
Режимы горизонтального полета		251
25. Влияние различных факторов на горизонтальный полет		253
Влияние высоты полета		—
Влияние полетного веса		256
Влияние ветра на горизонтальный полет		257
26. Подъем самолета		260
Схема сил и уравнения подъема		261
Мощность, потребная для подъема		262
Вертикальная скорость подъема		264
Потолок самолета		265
Влияние ветра на подъем		266
27. Планирование самолета		267
Схема сил и уравнения планирования		—
Скорость планирования по траектории		269
Угол планирования		270
Дальность планирования		272
Режимы планирования		274
<i>Глава VI. Неустановившееся движение самолета</i>		277
28. Взлет		—
Разбег		—
Отрыв		279
Выдерживание		280
Факторы, влияющие на длину разбега		—
29. Посадка		282
Нормальная посадка		—
Парашютирующая посадка		285
Посадка на большой скорости		286
30. Виращ		287
Схема сил и уравнения виража		289
Мощность, потребная для выполнения виража		290
Радиус виража		291

	<i>Стр.</i>
31. Штопор	293
32. Фигурные полеты	299
Петля	—
Перевороты через крыло	301
Переворот Иммельмана	302
Боевой разворот	303
<i>Глава VII. Винты изменяемого шага</i>	<i>304</i>
33. Винты фиксированного шага	—
34. Винты изменяемого шага	310
 Часть третья 	
РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА	
<i>Глава VIII. Центровка самолета</i>	<i>320</i>
35. Определение положения центра тяжести	—
Определение положения центра тяжести взвешиванием	—
36. Средняя аэродинамическая хорда	322
Средняя аэродинамическая хорда моноплана	—
Средняя аэродинамическая хорда биплана	323
37. Центровка самолета	325
Определение центров моноплана и биплана	—
Факторы, влияющие на центровку	327
<i>Глава IX. Равновесие самолета</i>	<i>338</i>
38. Понятие о равновесии самолета	339
Моменты сил действующих на самолет	—
Оси вращения самолета	—
39. Продольное равновесие	341
40. Равновесие поперечное и равновесие пути	346
<i>Глава X. Устойчивость самолета</i>	<i>350</i>
41. Виды устойчивости	—
42. Продольная устойчивость	351
Факторы, влияющие на продольную устойчивость	359
43. Поперечная устойчивость и устойчивость пути	362
Факторы, влияющие на поперечную устойчивость	—
Факторы, влияющие на устойчивость пути	365
<i>Глава XI. Управляемость самолета</i>	<i>367</i>
44. Продольная управляемость самолета	368
Принцип действия руля высоты	—
Факторы, влияющие на продольную управляемость	370
45. Поперечная управляемость и управляемость пути	371
Работа простых элеронов	372
Работа дифференциальных и щелевых элеронов и элеронов типа Фрайз	375
Управляемость пути	378
46. Компенсаторы рулей и элеронов	380
47. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета	386
<i>Глава XII. Реакция винтомоторной группы</i>	<i>387</i>
48. Величина и направление реактивного момента	388
49. Влияние реакции винтомоторной группы на движение самолета	393
Способы сохранения поперечного равновесия	394
Реакция винтомоторной группы многомоторного самолета	396

	<i>Стр.</i>
<i>Глава XIII. Регулировка самолета и ее дефекты</i>	<i>398</i>
50. Регулировка самолета	—
Влияние регулировки на полет	399
Влияние регулировки на штопор	403
51. Дефекты регулировки	405
Перекося крыльев в плане	—
Нарушение установочного угла одного крыла	406
Нарушение весовой симметрии	—
Дефекты органов приземления	407
Методика определения летных дефектов	409
<i>Глава XIV. Понятие о работе частей самолета</i>	<i>412</i>
52. Понятие о деформациях	—
53. Понятие о нагрузках деталей самолета	419
54. Понятие о деформациях частей самолета	432

Редактор инженер-майор *Новик Д. А.*

Технический редактор *Натапова М. И.*

Корректор *Зяблицева А. А.*

Г250440

подписано к печати 4.8.43.

Объем 28 печ. л.

20,396 уч.-авт. л.

48 000 сип. зн. в 1 печ. л.

Лит. 875.

Л-я типография Управления Военнадаца ЦКО имени С. К. Тимошенко

1874 7 p. 6.