В. С. РЫБАЛЬЧИК, С. В. ПОЛЯКОВ,
В. Ф. ГЕРАСИМЕНКО

ТЕОРИЯ ПОРШНЕВЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
доцента, канд. техн. наук инженер-полковника
А. А. ДОБРЫНИНА

Одобрено начальником Управления военно-учебных заведений ВВС в качестве учебного пособия для курсантов военно-авиационных школ первоначального обучения летчиков

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР
МОСКВА—1955

В. С. Рыбальчик, С. В. Поляков, В. Ф. Герасименко. Теория поршневых двигателей, под редакцией доцента, кандидата технических наук инженер-полковника А. А. Добрынина. Одобрено начальником Управления военно-учебных заведений ВВС в качестве учебного пособия для курсантов военно-авиационных школ первоначального обучения летчиков.

В книге освещается принцип работы и устройства поршневых авиационных двигателей. Рассматриваются основы их работы: рабочий цикл, уравновешивание сил инерции кривошипно-шатунного механизма, мощность и экономичность, нагнетатели, характеристики, смазка, охлаждение и зажигание, а также приводятся краткие сведения о топливах, маслах и охлаждающих жидкостях.

Валентин Степанович Рыбальчик,
Сергей Васильевич Поляков,
Василий Федорович Герасименко

Теория поршневых авиационных двигателей

Редактор инженер-майор *Дружининский М. В.*
Технический редактор *Соколова Г. Ф.* Корректор *Чайковская Л. И.*

Сдано в набор 7.02.55. Подписано к печати 10.10.55.
Формат бумаги 60×92 1/16 — 22 печ. л. = 22 усл. печ. л. + 1 вклейка 1/2 печ. п. = = 0,5 усл. печ. л. 21,177 уч.-изд. л. Г-15081.
Военное Издательство Министерства Обороны Союза ССР
Москва, Тверской бульвар, 18. Изд. № 6/313. Зак. 99.

1-я типография имени С. К. Тимошенко
Управления Военного Издательства Министерства Обороны Союза ССР
Цена 8 р. 40 к.

ВВЕДЕНИЕ

Тепловыми двигателями принято называть двигатели, использующие химическую энергию топлива для получения механической работы.

В настоящее время тепловые двигатели применяются буквально во всех отраслях народного хозяйства.

Первая в мире тепловая машина — паровая — была построена в 1764—1765 гг. талантливым русским механиком Иваном Ивановичем Ползуновым, за 20 лет до изобретения такой же машины англичанином Джемсом Уаттом. В дальнейшем русские ученые, инженеры и изобретатели внесли большой вклад в развитие, совершенствование и внедрение тепловых двигателей в производство.

В авиации тепловой двигатель впервые был применен изобретателем первого в мире самолета А. Ф. Можайским. Он установил на свой самолет сконструированные им же два паровых двигателя, которые приводили во вращение три винта, служащие для создания тяги.

Летом 1882 г. самолет А. Ф. Можайского поднялся в воздух, совершив полет.

Выдающиеся работы русских ученых Н. Е. Жуковского, С. А. Чаплыгина, К. Э. Циолковского и др. в области аэродинамики, проведенные в конце XIX и начале XX вв., создали благоприятную почву для деятельности отечественных изобретателей и конструкторов, которые создали самолеты, не уступавшие по своим показателям современным им иностранным образцам.

Здесь следует указать на самолеты, сконструированные в 1909—1912 гг. Я. М. Гаккелем, гидросамолеты конструктора Д. П. Григоровича, созданные в 1914 г. и во время первой мировой войны, на самолеты конструктора С. В. Гризодубова, построенные накануне первой мировой войны, конструктора А. В. Шиукова и другие.

В нашей стране были созданы первые многомоторные самолеты. В 1913 г. на Русско-Балтийском заводе был построен четырехмоторный самолет «Русский витязь», а в 1914 г. — новый, более совершенный четырехмоторный самолет «Илья Муромец».

Наряду с самолетами русские изобретатели создали и ряд авиационных двигателей, обладавших высокими для того времени показателями.

В 1910 г. А. Г. Уфимцев построил шестицилиндровый биротативный двигатель (т. е. с одновременным вращением цилиндров и вала в противоположные стороны) мощностью 90 *л. с.* при удельном весе 0,5 *кг/л. с.*, в то время как зарубежные двигатели имели удельный вес 1,75—3,5 *кг/л. с.* В 1912 г. на Международной выставке воздухоплавания в Москве А. Г. Уфимцеву за этот двигатель была присуждена большая серебряная медаль.

В 1911 г. С. В. Гризодубов построил авиационный четырехцилиндровый двигатель водяного охлаждения мощностью 40 *л. с.*

В 1913 г. на рижском заводе «Мотор» был построен звездообразный ротативный двигатель русского конструктора Ф. Г. Калепа, превосходивший по мощности, весовым данным и надежности работы однотипный двигатель французской фирмы «Гном».

В 1916 г. конструкторы А. А. Микулин и Б. С. Стечкин построили двигатель АМБС мощностью 300 *л. с.* На этом двигателе впервые был применен впрыск горючего в цилиндры двигателя.

Ряд основных вопросов теории двигателей внутреннего сгорания был разрешен в нашей стране. Так, например, проф. Московского высшего технического училища (МВТУ) В. П. Гриневецкий в 1907 г. впервые дал метод расчета рабочего процесса двигателя внутреннего сгорания с учетом действительных свойств рабочего тела.

Наша страна является родиной реактивной техники и реактивного движения. Русскими изобретателями разработаны конструктивные схемы различных типов реактивных двигателей. Особенно большую роль в развитии реактивной техники сыграл выдающийся русский ученый К. Э. Циолковский. Он разработал в 1903 г. схему конструкции жидкостного реактивного двигателя, которая в основном сохранилась и до настоящего времени. Им была также разработана теория реактивного полета.

Деятельность русских изобретателей, конструкторов и ученых отличалась самостоятельностью, смелостью, оригинальностью мысли. Значение этой деятельности раскрывается с особой силой, если представить себе те условия, в каких приходилось жить и работать русским ученым и изобретателям. Гнет и насилие, отсутствие материальной и моральной поддержки со стороны правительства — вот те условия, в которых приходилось работать выдающимся новаторам науки и техники в царской России.

Экономическая и техническая отсталость, а также преклонение господствующих классов перед заграницей были причиной полной зависимости царской России от иностранного капитала. Царское правительство покупало за границей самолеты и двигатели устаревшей конструкции, не уделяя внимания отечественной авиационной промышленности. Авиационной промышленности,

особенно моторостроительных заводов, в царской России почти не было.

Только Великая Октябрьская социалистическая революция создала условия для успешного развития науки и техники в нашей стране. С первых дней установления Советской власти Коммунистическая партия и Советское правительство выдвинули одну из важнейших задач — создание отечественной авиации.

Для успешного решения этой задачи необходимо было иметь высококвалифицированные кадры, развитую тяжелую индустрию и первоклассные машиностроительные заводы. Все это было создано за годы советских пятилеток. К концу первой пятилетки Советский Союз уже располагал крупными коллективами конструкторов, необходимыми средствами для опытного и серийного производства самолетов, хорошей учебной базой и научно-исследовательскими учреждениями, работавшими в области авиации. Благодаря принятым мерам Советский Союз в короткий исторический срок превратился в могучую авиационную державу.

Наряду с развитием самолетостроения развивалось и советское авиационное моторостроение, создавались образцы авиационных двигателей отечественной конструкции.

В 1927 г. конструктор А. А. Бессонов создал двигатель М-18 мощностью 750 *л. с.* Для обеспечения высотности на двигателе М-18 был впервые установлен центробежный нагнетатель.

Коллектив Научного автомоторного института (НАМИ), руководимый проф. Н. Р. Брилингом [1], разработал в 1925—1927 гг. двигатель М-13 мощностью 880 *л. с.*

В 1930 г. коллективом конструкторов был спроектирован двигатель АМ-34. Этот двигатель подвергался непрерывным конструктивным улучшениям и просуществовал до наших дней. Мощность его в период с 1930 г. по настоящее время была увеличена в три с лишним раза. Прославленный летчик В. Чкалов в 1937 г. на самолете АНТ-25 с двигателем АМ-34 совершил свой героический перелет из СССР в США через Северный полюс, покрыв в беспосадочном полете расстояние свыше 12 000 *км.*

Широко известны имена талантливых советских конструкторов авиационных двигателей А. Д. Швецова [2] и В. Я. Климова [3].

А. Д. Швецов еще в 1923 г. спроектировал двенадцатицилиндровый двигатель водяного охлаждения РАМ (русский авиационный мотор) мощностью 750 *л. с.* Двигатель был построен в 1926 г. В 1924 г. А. Д. Швецов создал маломощный двигатель воздушного охлаждения М-11, который благодаря своим замечательным данным применяется в модернизированном виде в советской авиации по настоящее время. Сконструированные впоследствии А. Д. Швецовым двигатели воздушного охлаждения

---

[1] Ныне член-корреспондент Академии наук СССР.
[2] Доктор технических наук. Умер в 1953 г.
[3] Ныне действительный член Академии наук СССР.

АШ-82 и другие являлись одними из лучших представителей этого класса в мировой технике.

В. Я. Климов в 1934 г. разработал двигатель М-100. В дальнейшем этот двигатель модернизировался под названием ВК. Двигатели ВК по своим конструктивным и техническим данным превосходили лучшие иностранные однотипные двигатели.

Во время Великой Отечественной войны двигатели Швецова и Климова заслужили высокую оценку доблестных советских летчиков.

За создание мощных авиационных поршневых двигателей выдающимся советским конструкторам А. Д. Швецову и В. Я. Климову было присвоено звание Героя Социалистического Труда.

Послевоенные годы характеризуются дальнейшими достижениями в развитии советского авиационного моторостроения. Успешно развивается новая отрасль моторостроения — реактивные двигатели.

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ФИЗИКЕ

Для изучения теории авиационных двигателей необходимо хорошо знать такие разделы физики, как механика и термодинамика.

§ 1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО МЕХАНИКЕ

Скорость и ускорение

Скорость. Скоростью тела называется расстояние, пройденное телом в единицу времени. Скорость определяется величиной и направлением (т. е. вектором).

Если тело движется с постоянной скоростью, то движение называется равномерным, при этом величина скорости определяется по формуле

$$v = \frac{s}{t}, \tag{1}$$

где s — путь, пройденный телом;

t — время.

Путь выражается в *см, м* или *км*.

Время выражается в сек., мин. или час.

Соответственно величина скорости выразится в *м/сек, км/час* и т. д.

Ускорение. Если тело движется с переменной скоростью, то движение называется неравномерным. Для характеристики быстроты изменения скорости в переменном движении вводится понятие ускорения.

Ускорением называется изменение скорости в единицу времени.

Обозначив скорость в начале переменного движения через v_0, скорость по истечении t сек. через v, а ускорение через a, получим

$$a = \frac{v - v_0}{t}. \tag{2}$$

Ускорение измеряется в *см/сек*^{2}, *м/сек*^{2} или *км/сек*^{2} и так же, как скорость, определяется величиной и направлением.

В отличие от всех других ускорений, ускорение свободно падающего тела принято обозначать буквой g. Оно для всех тел одинаково и равно приблизительно 981 *см/сек*², или 9,81 *м/сек*².

Тело движется с ускорением в следующих случаях:

а) При изменении скорости. При увеличении скорости появляется ускорение, направленное в сторону движения. При уменьшении скорости ускорение направлено в сторону, противоположную движению.

б) При изменении направления движения тела, движущегося с постоянной скоростью. В этом случае ускорение будет направлено перпендикулярно к направлению скорости.

в) При одновременном изменении скорости и направления движения. В этом случае ускорение будет направлено под некоторым углом к направлению скорости.

Вращательное движение тела

Движение тела называется вращательным, если все точки его описывают окружности, плоскости которых параллельны и центры которых лежат на одной неподвижной прямой, перпендикулярной к плоскостям окружностей и называемой осью вращения.

Скорость каждой точки тела при вращении направлена по касательной к окружности, центр которой лежит на оси вращения.

Различают линейную скорость точки и ее угловую скорость.

Линейная скорость точки при движении ее по окружности представляет собой путь (дугу окружности), пройденный точкой в единицу времени. Если тело вращается с постоянным числом оборотов в минуту, то линейные скорости всех его точек постоянны. Такое вращение тела называется равномерным.

Если точка тела расположена на расстоянии r от оси вращения и тело вращается равномерно с числом оборотов n в минуту, то путь, пройденный точкой за один оборот, будет равен длине окружности $2\pi r$. Путь, пройденный за одну минуту, будет равен $2\pi rn$, а за одну секунду $\frac{2\pi rn}{60}$. Отсюда следует, что линейная скорость данной точки при равномерном вращении тела будет равна

$$v = \frac{2\pi rn}{60} = \frac{\pi rn}{30} \text{ м/сек.} \qquad (3)$$

Для характеристики вращательного движения тела необходимо знать его угловую скорость, т. е. угол, на который повернется в единицу времени радиус, соединяющий любую точку вращающегося тела с осью вращения. При измерении угловой скорости углы измеряются не в градусах, а в радианах. Радианом называется угол, дуга которого равна радиусу. Радиан равен приблизительно 57,3°.

Угловая скорость тела равна

$$\omega = \frac{\pi n}{30} \text{ рад/сек [или 1/сек]}. \quad (4)$$

Эту формулу нетрудно вывести. В самом деле, если тело вращается с числом оборотов n в минуту, то за один оборот оно повернется на угол 2π, за одну минуту на угол $2\pi n$, а за одну секунду $\frac{2\pi n}{60} = \frac{\pi n}{30}$ 1/сек.

Пример. Определить угловую скорость вала, если $n = 2400$ об/мин.

$$\omega = \frac{\pi n}{30} = \frac{3,14 \cdot 2400}{30} = 251,2 \text{ 1/сек}.$$

Если в уравнение (3) ввести выражение угловой скорости ω из уравнения (4), то получим выражение линейной скорости через угловую скорость и радиус вращения:

$$v = \omega r. \quad (5)$$

Линейная скорость равна произведению угловой скорости на радиус окружности.

Из уравнения (4) видно, что угловая скорость всех точек вращающегося тела одинакова, тогда как линейная скорость зависит от расстояния точки до оси вращения.

При равномерном вращении тела линейная скорость каждой точки, оставаясь постоянной по величине, изменяется по направлению. Это значит, что при вращательном движении тела все точки его движутся с ускорением.

При равномерном вращении тела ускорение направлено к центру. Поэтому это ускорение называется центростремительным.

Центростремительное ускорение равно

$$a = \frac{v^2}{r}.$$

Подставляя в эту формулу значение v из формулы (3), получим

$$a = \frac{v^2}{r} = \frac{\left(\frac{\pi r n}{30}\right)^2}{r} = \frac{\omega^2 r^2}{r} = \omega^2 r. \quad (6)$$

Пример. Определить центростремительное ускорение точки вала, вращающегося с числом оборотов $n = 2400$ в минуту, если точка находится на расстоянии $r = 80$ мм от оси вращения.

Из предыдущего примера:

$$\omega = 251,2 \text{ 1/сек}.$$

Подставляя значение ω и r в формулу (6), получим

$$a = r\omega^2 = 0,08 \cdot 251,2^2 = 5048 \text{ м/сек}^2.$$

Сила и момент силы

Под силой в механике понимают внешнюю причину, способную ускорить или замедлить движение тела, изменить направление его движения или вывести тело из состояния покоя.

Сила определяется направлением действия и величиной.

В технике силу принято измерять в килограммах (*кг*).

Моментом силы относительно данной точки называется произведение силы на ее плечо. Плечом силы называется длина перпендикуляра, опущенного из рассматриваемой точки на направление силы.

Момент силы измеряется в килограммометрах (*кгм*) и выражается формулой

$$M = Fr, \tag{7}$$

где F — сила в *кг*;

r — плечо в *м*.

Момент силы определяется величиной и направлением действия.

Понятие о массе тела

Под массой тела понимают его инерцию, т. е. свойство тела сохранять состояние покоя или состояние движения с неизменной по величине и направлению скоростью.

Нетрудно показать, что тела обладают неодинаковой инерцией, или, иначе говоря, неодинаковой массой. В этом легко убедиться, рассматривая, например, действие одинаковой силы на два шара разных размеров из одинакового материала. Больший шар будет двигаться медленнее, чем меньший.

Следовательно, шары получают различные скорости и различные ускорения. Отсюда следует, что шар большего размера обладает большей массой, большей инерцией.

Зависимость между массой тела m, действующей на него силой F и ускорением a выражается следующим образом:

$$m = \frac{F}{a}, \tag{8}$$

т. е. масса тела прямо пропорциональна действующей силе и обратно пропорциональна вызываемому этой силой ускорению движения тела.

За единицу массы принят килограмм, равный массе платиново-иридиевого цилиндра, хранящегося в Международном бюро мер вблизи Парижа. Размерность массы *кгсек*^{2}/*м*.

Вес цилиндра принят за единицу веса или за единицу силы. Эта единица силы называется «килограмм-сила». Тысячная часть этой силы называется «грамм-сила».

Законы движения Ньютона

Первый закон Ньютона. **Всякое тело сохраняет состояние покоя или равномерного движения по прямой до тех пор,**

пока приложенные к нему внешние силы не изменят этого состояния.

Следовательно, если силы, действующие на тело, уравновешены, то тело будет либо находиться в покое, либо двигаться прямолинейно и равномерно. Если же на тело действует неуравновешенная внешняя сила, то неизбежно возникает ускорение.

Второй закон Ньютона. **Сила, действующая на тело, равна произведению массы тела на ускорение, сообщаемое телу этой силой:**

$$F = ma.$$

Так как вес тела G есть сила притяжения данного тела землей, а ускорение, вызываемое этим притяжением, есть ускорение свободного падения, то на основании второго закона Ньютона мы можем написать, что

$$G = mg, \tag{9}$$

т. е. вес тела равен произведению его массы на ускорение свободного падения.

Для того чтобы узнать массу любого тела, нужно его вес разделить на величину $g = 981$ *см/сек*^{2} $= 9{,}81$ *м/сек*^{2}, т. е.

$$m = \frac{G}{g} = \frac{G}{9{,}81} \text{ кгсек}^2/\text{м}.$$

Второй закон Ньютона позволяет определить силу, действующую на тело, если известны вес тела и его ускорение.

Пример. Определить силу F, действующую на тело, вес которого $G = 4$ *кг*, если оно движется с ускорением $a = 5048$ *м/сек*^{2}.

$$F = ma = \frac{G}{g}a = \frac{4}{9{,}81}5048 = 2060 \text{ кг}.$$

Третий закон Ньютона. **Действие двух тел друг на друга всегда равно по величине и противоположно по направлению.**

С действием третьего закона Ньютона мы постоянно сталкиваемся в повседневной жизни. Так, на предмет, положенный на стол, действует сила упругости тела, направленная вверх и равная весу этого предмета. Эти силы взаимно уравновешены, поэтому предмет находится в состоянии покоя. При стрельбе из огнестрельного оружия возникает сила, равная и противоположно направленная той силе, которая выбрасывает пулю из винтовки или снаряд из ствола орудия. Эта сила носит название отдачи. Иначе она называется еще силой реакции.

Действие моментов сил на тела аналогично действию на них сил. Если приложенные к телу моменты сил находятся в равновесии, т. е. равны между собой по величине и противоположны по направлению, то тело будет либо находиться в покое, либо вращаться с постоянной угловой скоростью, т. е. равномерно.

Нарушение равновесия моментов сил приводит к нарушению состояния покоя или к увеличению или уменьшению угловой скорости вращения тела.

Работа

Работа есть величина, измеряемая произведением силы на путь перемещения тела по направлению силы. Измеряется она в килограммометрах.

$$L = Fs, \tag{10}$$

где L — работа силы в *кгм;*
F — сила в *кг;*
s — путь в *м.*

Пример. Определить работу, затраченную на перемещение самолета при тяге $F = 500$ *кг*, если самолет пролетел 1 *км.*

$$L = Fs = 500 \cdot 1000 = 500\ 000 \text{ кгм.}$$

Мощность

Мощностью называется работа, совершенная в единицу времени (1 секунду).

$$N = \frac{L}{t} = \frac{Fs}{t}, \tag{11}$$

где N — мощность в *кгм/сек*;
L — работа в *кгм*;
t — время в сек.

Мощность двигателей измеряется в лошадиных силах (*л. с.*). Одна лошадиная сила — это такая мощность, при которой совершается работа в 75 *кгм* в 1 секунду.

$$N = \frac{L}{75t} = \frac{Fs}{75t} \text{ л. с.}$$

Так как

$$v = \frac{s}{t},$$

то

$$N = \frac{Fv}{75} \text{ л. с.}$$

Определим мощность, затраченную на вращение вала силой F. Пусть вал приводится во вращение силой F, приложенной на радиусе r. Работа силы F за один оборот будет равна $F2\pi r$. Если число оборотов вала в минуту равно n *об/мин,* то работа силы F за одну минуту будет равна $F2\pi rn$ *кгм/мин.* Так как в минуте 60 секунд, то мощность, развиваемая силой F, будет равна

$$N = \frac{2\pi rFn}{60} = \frac{\pi rFn}{30} \text{ кгм/сек.}$$

Произведение силы F на радиус r есть момент M. Значит

$$N = \frac{\pi Mn}{30} \text{ кгм/сек.}$$

Поделив правую часть последнего выражения на 75, получим мощность, выраженную в лошадиных силах:

$$N = \frac{\pi M n}{30 \cdot 75} = \frac{Mn}{716,2} \text{ л. с.} \qquad (12)$$

Пример Определить мощность, развиваемую силой $F = 4000$ *кг* при $n = 2400$ *об/мин*, если $r = 80$ *мм*.

$$M = Fr = 4000 \cdot 0,08 = 320 \text{ кгм.}$$

$$N = \frac{Mn}{716,2} = \frac{320 \cdot 2400}{716,2} = 1072 \text{ л. с.}$$

§ 2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ПО ТЕРМОДИНАМИКЕ

Энергия

Под энергией понимают свойство материи, характеризующее ее способность производить работу. В зависимости от формы движения материи мы различаем энергию механическую, электрическую, химическую, тепловую и т. д.

Различают два вида механической энергии: потенциальную и кинетическую.

Потенциальная энергия представляет собой запас работы, обусловленный положением тела или его состоянием.

Потенциальная энергия заключена в сжатом газе, в часовой пружине, в растянутой резиновой нити и т. д. Величина потенциальной энергии определяется тем количеством работы, которую может совершить тело при переходе из одного положения в другое.

Кинетической энергией называется энергия движущегося тела. Измеряется кинетическая энергия тем запасом работы, которым обладает движущееся тело по сравнению с телом, находящимся в покое.

Например, вода в бассейне обладает потенциальной энергией; вода, падающая с высоты, — кинетической энергией.

Кинетическая энергия тела E равна произведению массы тела на половину квадрата его скорости и выражается формулой

$$E = \frac{mv^2}{2} \text{ кгм,} \qquad (13)$$

где m — масса тела в $\frac{\text{кг/сек}^2}{\text{м}}$;

v — скорость движения тела в *м/сек*.

Теплота и теплоемкость

Теплота есть форма молекулярного движения. Чем быстрее двигаются молекулы вещества, тем выше их кинетическая энергия и тем сильнее нагрето тело.

Степень нагретости тела характеризуется его температурой. При измерении температуры пользуются преимущественно

стоградусной шкалой, часто называемой шкалой Цельсия. Температуру, отсчитываемую по стоградусной шкале, обозначают через $t°$ С. Нуль шкалы соответствует температуре таяния льда, а 100° — температуре кипения воды при $p = 760$ *мм* рт. ст.

Кроме стоградусной шкалы, применяется еще шкала абсолютных температур.

Нуль шкалы абсолютных температур лежит на 273° ниже нуля стоградусной шкалы.

Связь между абсолютной температурой и температурой по стоградусной шкале выражается формулой

$$T = t + 273° \text{ абс.}, \tag{14}$$

откуда

$$t = T - 273° \text{ С}.$$

Количество теплоты измеряется единицей, называемой калорией. Различают калории малую и большую.

Малой калорией (*кал*) называется количество тепла, которое надо затратить, чтобы нагреть 1 *г* химически чистой воды на 1° С.

Большой калорией (*ккал*), или килокалорией, называется количество тепла, которое надо затратить, чтобы нагреть 1 *кг* химически чистой воды на 1° С. Одна большая калория равна 1000 малых калорий.

Для повышения температуры различных веществ одинакового веса на одну и ту же величину приходится затрачивать различное количество тепла, что объясняется неодинаковой природой веществ, из которых состоят эти тела.

Для характеристики нагреваемости различных веществ введена особая величина, называемая удельной теплоемкостью.

Удельной теплоемкостью называется количество тепла, необходимое для нагревания 1 *г* или 1 *кг* вещества на 1° С.

Удельная теплоемкость выражается в *кал/г · град* или *ккал/кг · град* и обозначается обычно буквой c.

Тепло, подводимое для нагревания вещества от температуры t_1 до температуры t_2, определяется по следующей формуле:

$$Q = cG\ (t_2 - t_1)\ \textit{ккал}, \tag{15}$$

где Q — тепло, подведенное веществу в *ккал*;

c — удельная теплоемкость вещества в *ккал/кг · град*;

G — вес вещества в *кг*.

Для газов различают теплоемкость при постоянном объеме и при постоянном давлении.

Удельной теплоемкостью газа при постоянном объеме c_v называется количество тепла в больших (малых) калориях, которое нужно затратить, чтобы нагреть 1 *кг* (*г*) газа на 1° С при

условии, что объем газа во время нагревания остается неизменным, т. е. что газ не совершает работы расширения.

Удельной теплоемкостью газа при постоянном давлении c_p называется количество тепла в больших калориях, которое нужно затратить, чтобы нагреть 1 *кг* газа на 1° С при условии, что газ во время нагревания свободно расширяется при постоянном давлении.

В последнем случае газ при расширении преодолевает внешнее давление, совершая определенную работу.

Так как на совершение работы затрачивается тепло, то теплоемкость при постоянном давлении больше теплоемкости при постоянном объеме.

Отношение теплоемкости при постоянном давлении c_p к теплоемкости при постоянном объеме c_v обозначается буквой k:

$$k = \frac{c_p}{c_v}. \qquad (16)$$

Величина k зависит от атомности и температуры газа и для двухатомных газов при комнатной температуре (водород, кислород, азот) равна $\sim 1{,}4$.

Закон сохранения энергии

Энергия может переходить из одной формы в другую. Этот переход для всех видов энергии происходит по одному общему закону сохранения энергии, который был открыт М. В. Ломоносовым, и формулируется так: **при переходе энергии из одного состояния в другое количество ее остается неизменным.** Значит, при переходе тепловой энергии в механическую работу каждая единица теплоты дает определенное и всегда одно и то же количество работы и, наоборот, при переходе механической энергии в тепловую каждая единица работы может дать строго определенное количество теплоты. Эта связь выражается первым законом термодинамики, который формулируется так: **теплота и работа эквивалентны.**

Установлено, что одна большая калория теплоты эквивалентна (равноценна) 427 *кгм* механической работы и, наоборот, 1 *кгм* механической работы эквивалентен $^1/_{427}$ большой калории теплоты.

Величина 427 *кгм/ккал* называется механическим эквивалентом теплоты и обозначается $1/A$, т. е. $1/A = 427$ *кгм/ккал*.

Величина, обратная механическому эквиваленту теплоты, т. е. $^1/_{427}$ *ккал/кгм*, называется тепловым или термическим эквивалентом работы и обозначается буквой A; следовательно, $A = {}^1/_{427}$ *ккал/кгм*.

Соотношение между теплом и работой выражается следующей формулой:

$$Q = AL, \qquad (17)$$

где Q — количество тепла в *ккал*;
A — тепловой эквивалент работы в *ккал/кгм*;
L — работа в *кгм*.

Теплотворность топлив

В тепловых двигателях источником тепла является топливо: твердое, жидкое или газообразное.

Количество тепла в больших калориях, которое выделяется при полном сгорании одного килограмма топлива и охлаждении продуктов сгорания до начальной (стандартной) температуры, называется теплотворностью топлива.

Теплотворность топлива определяется в калориметрах при комнатной температуре. При этих условиях водяной пар, получающийся при сгорании водорода топлива, конденсируется и отдает тепло в калориметр. Теплотворность, определенная в калориметре, называется высшей или калориметрической теплотворностью топлива.

В условиях работы двигателей отработавшие газы всегда имеют температуру, значительно превосходящую 100° С. Поэтому водяной пар, содержащийся в продуктах сгорания, не конденсируется. Это уменьшает количество тепла, выделяющегося при сгорании. Теплотворность топлива, определенная при предположении, что вода, содержащаяся в продуктах сгорания, осталась в парообразном состоянии, называется рабочей теплотворностью топлива. При всех расчетах, связанных с двигателями внутреннего сгорания, пользуются рабочей теплотворностью топлива.

В табл. 1 приведены значения рабочей теплотворности некоторых топлив.

Таблица 1

Теплотворность топлив

Топливо	Теплотворность H_u, *ккал/кг*	Топливо	Теплотворность H_u, *ккал/кг*
Нефть	~10 000	Бензол	~9 600
Бензин	10 200÷10 700	Спирт (этиловый 95%)	~6 700
Керосин	10 000÷10 500	Каменный уголь . .	5 000÷8 000

§ 3. СВОЙСТВА ГАЗОВ

Газ представляет собой совокупность отдельных, слабо связанных между собой молекул вещества.

Состояние газа характеризуется тремя параметрами: температурой, объемом и давлением.

Под объемом газа понимают объем того пространства, в котором он заключен. Объем измеряется в кубических метрах ($м^3$) или литрах ($л$).

Объем, занимаемый одним килограммом или одним граммом газа, называется **удельным объемом**. Этот объем определяется по формуле

$$v = \frac{V}{G}, \tag{18}$$

где V — объем газа в $м^3$ или $л$;

G — вес газа в $кг$ или $г$.

Удельным весом газа называют вес одного кубического метра или одного литра газа. Удельный вес определяют по формуле

$$\gamma = \frac{G}{V}. \tag{19}$$

Из сказанного следует, что удельный вес и удельный объем — величины обратные, т. е.

$$\gamma = \frac{1}{v}\ кг/м^3,\ v = \frac{1}{\gamma}\ м^3/кг.$$

Зная удельный вес газа и его объем, можно определить вес газа по формуле

$$G = \gamma V\ кг. \tag{20}$$

Под давлением газа понимается сила, с которой он действует на единицу поверхности сосуда, в котором он заключен.

Давление измеряется в килограммах на квадратный сантиметр (p) или на квадратный метр (P).

В технике за единицу давления принята **техническая атмосфера**.

Одна техническая атмосфера соответствует давлению $p = 1\ кг/см^2$ или $P = 10\,000\ кг/м^2$.

Давление может измеряться высотой столба жидкости, помещенной в U-образную вертикальную трубку, один конец которой сообщается с сосудом, в котором измеряется давление, а другой — с атмосферой. В качестве жидкости применяется обычно ртуть, вода или спирт.

Давлению в одну техническую атмосферу соответствует высота поднятия ртути, равная $h = 735{,}6\ мм$ при температуре 0° С, или воды, равная $h = 10\,000\ мм$ при температуре +4° С.

Кроме атмосферы технической, существует еще атмосфера физическая, равная давлению столба ртути высотой 760 *мм* при температуре 0° С.

Зависимость между физической и технической атмосферой такова: 1 физическая атмосфера = 1,033 $кг/см^2$ или 10 333 $кг/м^2$ или высоте $h = 10\,333\ мм$ вод. ст. при $t = 4°$ С.

Различают давления: абсолютное, избыточное и разрежение, или вакуум.

Абсолютным давлением $p_{ата}$ называется давление, измеренное по отношению к пустоте (безвоздушному про-

странству). Непосредственное измерение абсолютного давления возможно только для давления атмосферного воздуха. Это измерение производится при помощи барометра. Давление, измеренное барометром, обозначается $p_{бар}$.

Определение давления в сосудах производится при помощи манометров различного типа, измеряющих разность между абсолютным давлением в сосуде и давлением окружающей атмосферы.

Избыточным давлением $p_{ати}$ называется величина давления, на которую абсолютное давление в сосуде превосходит давление атмосферы, т. е.

$$p_{ати} = p_{ата} - p_{бар}.$$

Разрежением, или вакуумом, $p_{вак}$ называется величина давления, на которую абсолютное давление в сосуде меньше барометрического давления, т. е.

$$p_{вак} = p_{бар} - p_{ата}.$$

Измеряя непосредственно избыточное давление или вакуум, а также зная барометрическое давление, можно подсчитать абсолютное давление в сосуде. Из написанных выше выражений видно, что если в сосуде имеется избыточное давление, то абсолютное давление в нем равно сумме избыточного и барометрического давлений:

$$p_{ата} = p_{ати} + p_{бар}.$$

Если же в сосуде вакуум, то абсолютное давление в нем равняется разности между барометрическим давлением и величиной вакуума:

$$p_{ата} = p_{бар} - p_{вак}.$$

Примером может служить давление во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем, которое при работе двигателя может быть равно наружному (атмосферному), при дросселировании — меньше наружного и при наддуве — больше наружного.

Газовые законы

Для одного и того же количества газа параметры, характеризующие его состояние под действием внешних сил или тепла, могут изменяться, причем изменение одного какого-либо параметра сопровождается и изменением остальных.

Например, если некоторое количество газа, заключенное в цилиндре, сжимать поршнем, прилагая к нему внешнюю силу, то объем газа будет уменьшаться, при этом температура и давление газа будут увеличиваться. Увеличение температуры и давления наблюдаются и при нагревании газа в закрытом сосуде.

Изменение величин, характеризующих состояние газа, происходит по определенным законам.

Закон Бойля-Мариотта. **Абсолютное давление данного количества газа при неизменной температуре обратно пропорционально его объему:**

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{V_2}{V_1}, \tag{21}$$

откуда

$$p_1V_1 = p_2V_2 = \text{пост},$$

где p_1 — начальное абсолютное давление газа (давление до изменения объема);

p_2 — конечное абсолютное давление газа (давление после изменения объема);

V_1 — начальный объем газа;

V_2 — конечный объем газа.

Из закона Бойля-Мариотта следует, что при постоянном количестве газа и неизменной температуре объем газа увеличивается во столько раз, во сколько раз уменьшается его давление.

Удельные объемы газа при постоянной температуре также изменяются обратно пропорционально давлению:

$$\frac{v_2}{v_1} = \frac{p_1}{p_2}. \tag{22}$$

Так как удельный вес газа является величиной, обратной удельному объему, то при постоянной температуре удельный вес газа изменяется прямо пропорционально давлению, т. е. чем больше давление, тем больше удельный вес газа:

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_2} = \frac{p_1}{p_2}. \tag{23}$$

Закон Гей-Люссака. **Объем данного количества газа при постоянном давлении изменяется прямо пропорционально абсолютной температуре:**

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{T_2}{T_1}, \tag{24}$$

или для удельного объема

$$\frac{v_2}{v_1} = \frac{T_2}{T_1}. \tag{25}$$

Из закона Гей-Люссака следует, что при постоянном давлении объем газа увеличится во столько раз, во сколько раз увеличится его абсолютная температура.

Так как удельный вес газа обратно пропорционален удельному объему, то из выражения (25) следует, что при постоянном

давлении удельный вес газа будет изменяться обратно пропорционально абсолютным температурам:

$$\frac{\gamma_2}{\gamma_1} = \frac{T_1}{T_2}, \tag{26}$$

т. е. при постоянном давлении чем больше абсолютная температура газа, тем меньше его удельный вес.

Закон Шарля. **Абсолютное давление данного количества газа при постоянном объеме изменяется прямо пропорционально абсолютной температуре:**

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{T_2}{T_1}. \tag{27}$$

Из закона Шарля следует, что при неизменном объеме газа абсолютное давление газа при нагревании увеличится во столько раз, во сколько раз увеличится его абсолютная температура.

Уравнение состояния газа. Приведенные выше законы Бойля-Мариотта, Гей-Люссака и Шарля для постоянного количества газа справедливы только при определенных условиях:

первый — при постоянной температуре;

второй — при постоянном давлении;

третий — при постоянном объеме.

В действительности температура газа, его давление и объем могут изменяться одновременно.

Так, в двигателях внутреннего сгорания при сгорании топливовоздушной смеси одновременно изменяются все параметры, характеризующие состояние тела, т. е. объем, давление и температура.

В какой же зависимости находятся температура, объем и давление данной массы газа?

Пользуясь приведенными выше соотношениями (22) и (25) и выражая давление в *кг/м*^{2} и удельный объем в *кг/м*^{3}, можно для 1 *кг* газа вывести зависимость между абсолютным давлением, удельным объемом и температурой газа:

$$\frac{P_1 v_1}{T_1} = \frac{P_2 v_2}{T_2} = \frac{Pv}{T} = R,$$

или, иначе,

$$Pv = RT, \tag{28}$$

т. е. произведение абсолютного давления газа на его удельный объем, деленное на абсолютную температуру, есть постоянная величина. Величина R для каждого газа имеет свое вполне определенное значение и называется характеристической постоянной или газовой постоянной.

Газовая постоянная R выражается в *кгм/кг·град*.

Из размерности величины R видно, что ее можно рассматривать как величину работы, которую совершает 1 *кг* газа, расширяясь при нагревании на 1° С.

Значения газовой постоянной: для воздуха $R = 29{,}27$; для азота $R = 30{,}3$; для кислорода $R = 26{,}5$ и т. д.

Уравнение (28) называется уравнением состояния газа или характеристическим уравнением.

Для произвольного количества G *кг* газа, занимающего объем V *м*^{3}, характеристическое уравнение имеет вид

$$\frac{PV}{TG} = R,$$

откуда

$$PV = GRT. \tag{29}$$

Если в уравнении состояния газа (28) заменить удельный объем равной ему величиной $\frac{1}{\gamma}$, то уравнение примет вид

$$\gamma = \frac{P}{RT} \text{ кг/м}^3. \tag{30}$$

§ 4. ПРОЦЕССЫ. ГРАФИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССОВ

Процессом называется изменение параметров, характеризующих состояние газа, под действием внешних сил или тепла.

При изучении теории авиационных двигателей большое значение имеют процессы, происходящие с газом, заключенным в цилиндре, герметически закрытом поршнем.

В этом случае под объемом V газа подразумевают внутренний объем цилиндра над поршнем, а под давлением p — абсолютное давление газа на стенки цилиндра и поршень.

Сжатие и расширение газа происходят вследствие изменения объема газа, вызванного перемещением поршня.

Нагреванием и охлаждением называются такие процессы, при которых к газу, находящемуся в цилиндре, подводится или соответственно отводится некоторое количество тепла. Внешними признаками этих процессов являются повышение или пониженне температуры газа.

В процессе сжатия газа в цилиндре уменьшается его объем и увеличиваются давление и температура. В процессе расширения происходит увеличение объема и уменьшение давления и температуры газа.

Процесс нагревания газа, находящегося в цилиндре двигателя при неизменном объеме, сопровождается повышением температуры и давления газа. При охлаждении происходит обратное явление.

Процессы расширения и сжатия, связанные с движеиием поршня в цилиндре двигателя, сопровождаются совершением механической работы.

Характер протекания процессов может быть изображен графически в системе координат pV (давление — объем). При этом

по вертикальной оси, называемой осью ординат (рис. 1), откладывается в принятом масштабе абсолютное давление газа p, а по горизонтальной оси, называемой осью абсцисс, тоже в масштабе, — объем газа V.

Рис. 1. Графическое построение процесса расширения

Допустим, что в начале процесса расширения газ занимает объем V_1 при давлении p_1. Отложим по оси ординат давление p_1, а по оси абсцисс — объем V_1. Из точек p_1 и V_1 проведем линии, параллельные осям координат (пунктирные линии на рис. 1). Точка пересечения этих линий (p_1; V_1) будет характеризовать состояние газа, соответствующее давлению p_1 и объему V_1. Пусть при расширении газа его объем увеличился до величины V_2, а давление стало p_2. Отложим давление p_2 по вертикальной оси, а объем V_2 — по горизонтальной; проведя из полученных точек параллельные линии, получим вторую точку (p_2; V_2), характеризующую состояние газа, соответствующее давлению p_2 и объему V_2. Точно так же можно определить и третью точку (p_3; V_3), характеризующую состояние газа, соответствующее давлению p_3 и объему V_3, и т. д.

Соединив полученные точки плавной линией, получим кривую, характеризующую собой изменение состояния газа, или, что то же, процесс, совершаемый газом.

Рис. 2. График работы газа при постоянном давлении

Если газ расширяется и перемещает в цилиндре поршень слева направо (см. рис. 2 и 3), преодолевая силу сопротивления R, приложенную к поршню, то в этом случае газ совершает работу.

Если же сила R, преодолевая давление газа, передвигает в цилиндре поршень влево, сжимая газ, то в этом случае, наоборот, работа затрачивается на сжатие газа.

Рассмотрим графическое изображение работы газа в системе координат pV.

Если газ (рис. 2) будет расширяться в цилиндре, сохраняя давление постоянным (это возможно лишь в том случае, если во время расширения непрерывно подводить соответствующее количество тепла), то сила P, действующая на поршень со стороны газа, будет постоянна и равна

$$P = pF \text{ кг}, \tag{31}$$

где p — давление газа в цилиндре в *кг/см²*;

F — площадь поршня в *см²*.

Графически процесс изображается линией *1-2*.

Работа, совершенная газом при перемещении поршня из положения *1* в положение *2*, будет равна произведению силы на пройденный путь, т. е.

$$L = PS = pFS \text{ кгм},$$

где S — путь (ход) поршня в *м*.

Произведение FS представляет собой объем, заключенный между крайними положениями поршня в цилиндре и равный $V_2 - V_1$. Поэтому работа газа будет равна

$$L = p\,(V_2 - V_1) \text{ кгм}. \tag{32}$$

Из графика видно, что произведение $p\,(V_2 - V_1)$ представляет собой площадь прямоугольника *1'-1-2-2'*.

Пусть газ расширяется так, что давление в цилиндре изменяется одновременно с изменением объема (рис. 3). Тогда перемещение поршня из положения *1* в положение *2* можно представить как сумму очень малых перемещений, во время каждого из которых давление газа можно считать постоянным.

Рис. 3. График работы газа при переменном давлении

Работа газа на каждом из малых перемещений поршня изобразится узкой заштрихованной полоской. Суммируя площади таких полосок, мы и в этом случае получим, что работе, совершенной газом, будет соответствовать площадь *1'-1-2-2'*.

Таким образом, работа газа в системе координат pV графически изображается площадью, ограниченной линией процесса *1-2*, крайними ординатами *1'-1* и *2'-2*, определяющими начальный V_1 и конечный V_2 объемы газа, и отрезком линии абсцисс

1'-2'. Эта работа называется абсолютной работой сжатия или расширения газа.

Выше мы говорили, что газ можно нагревать или охлаждать, подводя или отнимая от него тепло, можно давать газу расширяться, получая от него механическую работу, или можно сжимать газ, прикладывая к нему механическую работу извне. Сам газ, который участвует в тех или иных процессах, обладает в начальный момент некоторой температурой и, следовательно, содержит в себе некоторое количество тепла. Между теплом, содержащимся в газе, теплом, подведенным или отнятым от него, и механической работой, совершенной газом или сообщенной ему извне, существует определенная связь. Эта связь основана на законе сохранения энергии. Для установления этой связи рассмотрим несколько различных процессов.

Будем нагревать некоторое количество газа, заключенное в сосуде постоянного объема. Температура газа и давление его будут при этом увеличиваться. Так как объем сосуда не изменяется, то газ не может совершить работы. Очевидно, что в этом случае подведенное к газу тепло полностью используется на увеличение количества тепла, содержащегося в газе. Количество тепла, содержащегося в газе, называется его внутренней энергией. Величина U внутренней энергии газа может быть подсчитана, если известны количество газа G *кг*, его теплоемкость при постоянном объеме c_v *ккал/кг · град* и температура $T°$:

$$U = Gc_vT \text{ ккал.} \tag{33}$$

Таким образом, если к газу подводить тепло, не давая при этом ему совершать работу, то все подводимое тепло идет на увеличение внутренней энергии газа. При охлаждении газа его внутренняя энергия будет, очевидно, уменьшаться. Чем выше температура газа, тем выше и его внутренняя энергия, и наоборот.

Допустим, что газ, заключенный под поршнем (см. рис. 3), расширяется, совершая внешнюю работу, и что теплообмен между газом и окружающими его стенками цилиндра и поршня отсутствует. Так как на совершение механической работы необходимо затратить некоторое количество тепла, а сам газ не получает тепла извне, то механическая работа может быть совершена только за счет тепла, содержащегося в самом газе, т. е. за счет его внутренней энергии.

Таким образом, при отсутствии теплообмена с окружающей средой расширение газа и совершение им механической работы должны сопровождаться понижением его температуры и уменьшением внутренней энергии на величину, эквивалентную совершенной работе. При сжатии газа в тех же условиях температура его возрастает и внутренняя энергия увеличивается на величину, эквивалентную механической работе, затраченной на его сжатие.

Более общий характер имеют процессы, в которых газ совершает или получает извне механическую работу и одновременно получает или отдает тепло в стенки цилиндра. В этом случае изменение внутренней энергии газа не будет уже эквивалентным совершенной работе, а может оказаться больше или меньше ее в зависимости от того, подводится или отнимается тепло от газа.

Так, например, если заключить газ в цилиндр, закрытый поршнем, подводить к нему некоторое количество тепла Q и дать возможность газу расширяться, сохраняя его давление постоянным (см. рис. 2), то он будет совершать работу, но вместе с тем по закону Гей-Люссака будет повышаться и его температура. В этом случае часть подводимого тепла Q будет затрачиваться на повышение внутренней энергии, а часть — на совершение работы. Если подводить к газу тепло Q постепенно, с таким расчетом, чтобы при расширении температура его оставалась постоянной, то внутренняя энергия газа будет оставаться постоянной (ввиду постоянства температуры) и, следовательно, все подводимое к газу тепло будет полностью переходить в механическую работу.

Из сказанного выше следует, что в тех случаях, когда во время процесса к газу подводится (или отводится) тепло, соотношение между подведенным теплом, внутренней энергией газа и совершенной им работой, как это видно из предыдущего, зависит от того, каким образом газ совершает работу.

На основании этого мы можем в применении к процессам, совершаемым газами, выразить первый закон термодинамики следующим образом:

Тепло, подведенное к газу, затрачивается на изменение его внутренней энергии и на совершаемую газом работу. Математически это положение выражается следующим уравнением:

$$Q = U_2 - U_1 + AL_{1-2}, \tag{34}$$

где Q — тепло, подведенное к газу за время процесса;
$U_2 - U_1$ — разность между внутренней энергией газа в конце и в начале процесса, т. е. изменение внутренней энергии за процесс;
L_{1-2} — работа, совершенная газом за время процесса;
A — термический эквивалент работы.

Из уравнения (34) видно, что, например, в том случае, когда процесс происходит без подвода тепла ($Q = 0$), то $U_1 - U_2 = AL_{1-2}$, т. е. газ производит работу только за счет изменения внутренней энергии. В случае же если температура газа во время процесса будет оставаться постоянной, то постоянной будет и его внутренняя энергия и, следовательно,

$$U_2 = U_1;\ U_2 - U_1 = 0;\ Q = AL_{1-2},$$

т. е. все подведенное тепло будет превращено в работу.

Работа тепловых двигателей происходит за счет теплоты сгорания топлива, сообщенной газу. Газ в этом случае называют рабочим телом.

Чем бо́льшая часть теплоты сгорания топлива сможет быть превращена в механическую работу, тем большую работу мы сможем получить от двигателя при том же расходе топлива. Поэтому основной вопрос заключается в том, может ли тепло, сообщенное газу, быть полностью превращено в механическую работу или нет. Ответ на этот вопрос дает второй закон термодинамики.

Рис. 4. График процесса расширения газа

Отметим прежде всего, что для получения непрерывной работы от газа, заключенного в цилиндре, мы не можем ограничиться одним процессом расширения, а должны добавить к этому процессу другие процессы, позволяющие периодически приводить газ, а также и механизм двигателя в такое состояние, при котором они могут начать вновь совершать работу. Такое сочетание процессов носит название цикла

Представим себе, что при крайнем левом положении поршня в цилиндре давление и объем газа соответствуют точке *1* (рис. 4). При перемещении поршня из крайнего левого в крайнее правое положение мы подводим к газу тепло Q_1. При этом процессу расширения газа соответствует линия *1-а-2*; абсолютная работа расширения, переданная поршню, выразится площадью *1'-1-а-2-2'*. Для того чтобы иметь возможность вновь получить работу от газа, мы должны возвратить поршень в крайнее левое положение. Очевидно, что при этом мы должны будем сжать газ, находящийся над поршнем. Для того чтобы иметь возможность вновь получить при расширении прежнюю работу газа, мы должны сжимать его таким образом, чтобы к моменту прихода поршня в крайнее левое положение давление и температура газа были такими же, как в начале процесса расширения, т. е. чтобы состояние газа вновь соответствовало точке *1*. При этом на сжатие газа необходимо будет затратить работу.

Для того чтобы иметь возможность передавать полезную работу от поршня валу двигателя, работа, отдаваемая газом поршню при расширении, должна быть больше работы, затрачиваемой на сжатие. Работа сжатия будет меньше работы расширения только в том случае, если при движении поршня от точки *2* до точки *1* давление газа в цилиндре будет все время меньше давления газа в соответствующих точках при расширении. Понижения давления можно добиться охлаждением газа, т. е. отводом от него во время сжатия некоторого количе-

ства тепла Q_2. При этих условиях процессу сжатия на рис. 4 будет соответствовать линия *2-б-1*. Сочетая процессы расширения *1-а-2* и сжатия *2-б-1*, мы получим круговой процесс, или цикл. После возвращения поршня в начальное положение *1* можно вновь повторить цикл и делать это произвольное число раз, т. е. заставить двигатель непрерывно совершать работу.

Работе сжатия на рис. 4 соответствует площадь *1'-1-б-2-2'*, величина которой меньше величины площади *1'-1-а-2-2'*, соответствующей работе расширения. Разность этих площадей представляет собой разность между работами расширения и сжатия; эта разность равна заштрихованной площади, заключенной между линиями расширения *1-а-2* и сжатия *2-б-1*, т. е.

пл. *1-а-2-б-1* = пл. *1'-1-а-2-2'* — пл. *1'-1-б-2-2'*.

Площадь цикла *1-а-2-б-1* представляет собой ту избыточную (полезную) работу, которая может быть передана от поршня на вал двигателя.

Так как газ после совершения цикла *1-а-2-б-1* вновь приходит в состояние, определяемое параметрами точки *1*, то его объем, давление и температура, а следовательно, и внутренняя энергия будут те же, что и в начале цикла.

Если величина внутренней энергии газа в начале и в конце цикла осталась одной и той же, то согласно уравнению (34) тепло, подведенное к газу во время цикла, может быть затрачено только на совершение работы. При расширении мы подводили к газу тепло Q_1, а при сжатии отнимали тепло Q_2. В результате мы превратили в механическую (полезную) работу количество тепла, равное разности $Q_1 - Q_2$. Без отвода тепла Q_2 от газа, или, как принято говорить, без отдачи тепла холодному источнику, было бы невозможно получить замкнутый цикл и, следовательно, непрерывную работу двигателя. Таким образом, отдача тепла Q_2 холодному источнику является непременным условием получения непрерывной работы двигателя.

Тепло Q_2 является потерей, и, следовательно, в непрерывно действующей машине можно превращать в работу только часть тепла, подводимого к газу. На невозможность полностью перевести тепло, подводимое к двигателю, в механическую работу и указывает второй закон термодинамики. Применительно к рассмотренному нами случаю второй закон можно сформулировать следующим образом:

Невозможно получить от двигателя непрерывную работу без отдачи холодному источнику части тепла, подводимого к двигателю.

Очевидно, что чем бо́льшую долю от подведенного к газу тепла мы сможем обратить в механическую работу, тем лучше

будет использовано тепло. Для суждения о степени использования тепла введено понятие о термическом (тепловом) коэффициенте полезного действия.

Термическим коэффициентом полезного действия называется отношение тепла, превращенного в механическую работу, $Q_1 - Q_2$, к теплу, затраченному на ее получение, Q_1, т. е.

$$\eta_t = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1}. \qquad (35)$$

Чем меньше тепла Q_2 отдается холодному источнику, тем больше будет разность $Q_1 - Q_2$ и тем больше величина термического к. п. д.

ГЛАВА II

ОЗНАКОМЛЕНИЕ С АВИАЦИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

§ 5. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Машины, при помощи которых можно непрерывно превращать какой-либо вид энергии в механическую работу, называются двигателями.

По виду преобразуемой энергии двигатели подразделяются на водяные, ветряные, электрические, тепловые и др.

Тепловыми называются двигатели, превращающие тепловую энергию, заключенную в топливе, в механическую работу.

Тепловые двигатели принято делить на две группы: двигатели внешнего сгорания и двигатели внутреннего сгорания.

Двигателями внешнего сгорания называются тепловые двигатели, в которых сгорание топлива происходит вне двигателя.

К таким двигателям относятся паровые машины и турбины.

В паровых машинах и турбинах в качестве рабочего тела используется водяной пар, получаемый в паровом котле. Топливо, сгорая в топке парового котла, нагревает воду, превращая ее в пар, который затем поступает по трубопроводам в цилиндр паровой машины или на лопатки паровой турбины и производит работу.

Двигателями внутреннего сгорания называются тепловые двигатели, в которых сгорание топлива и сообщение тепла рабочему телу происходит внутри самого двигателя [1]. Рабочим телом в этих двигателях служат продукты сгорания топлива.

К числу таких двигателей относятся поршневые, реактивные и газотурбинные двигатели.

---

[1] Такое определение в отношении газовых турбин не является точным, так как сгорание топлива происходит не в турбине, а в специальных камерах сгорания. Повидимому, правильнее было бы определять двигатель внутреннего сгорания как такой двигатель, в котором сообщение тепла рабочему телу происходит за счет сжигания топлива непосредственно в самом рабочем теле (*примеч. редактора*).

Поршневые двигатели делятся на две группы: 1) двигатели, работающие на жидком топливе, и 2) двигатели, работающие на газообразном топливе, так называемые газовые двигатели.

В двигателях, работающих на жидком топливе, сгорание топлива обеспечивается за счет воспламенения топливовоздушной смеси от специального источника зажигания, обычно от электрической искры, или за счет воспламенения топлива при впрыске его в цилиндр двигателя — в воздух, нагретый при сжатии до высокой температуры. Первые двигатели называются двигателями с принудительным зажиганием, а вторые — двигателями с воспламенением от сжатия.

Газовые двигатели имеют принудительное зажигание.

Схема классификации тепловых двигателей дана на рис. 5.

Рис. 5. Схема классификации тепловых двигателей

§ 6. ЭФФЕКТИВНЫЙ (ЭКОНОМИЧЕСКИЙ) КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ (К. П. Д.) ТЕПЛОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В тепловых двигателях в механическую работу, передаваемую от вала двигателя потребителю работы, превращается только часть тепла, получаемого от сгорания топлива. Остальное

тепло затрачивается на потери в самом двигателе и уходит в окружающую среду, составляя непроизводительные потери.

Работа и мощность, передаваемые от вала двигателя потребителю, называются **эффективной работой** и соответственно **эффективной мощностью**. Та доля тепла, которая превращается в эффективную работу, оценивается эффективным к. п. д.

Пример. Определить эффективный к. п. д. двигателя М-11, если известно, что его эффективная мощность $N_e = 100$ *л. с.*, а часовой расход топлива равен 25 *кг/час*; теплотворность топлива равна 10 500 *ккал*.

Полное количество тепла, внесенное в двигатель топливом за 1 час, будет

$$Q_u = 25 \cdot 10\ 500 = 262\ 500 \text{ ккал/час}.$$

Эффективная работа L_e, совершенная двигателем М-11 за 1 час, будет равна

$$L_e = N_e \cdot 75 \cdot 3600 = 100 \cdot 75 \cdot 3600 = 27\ 000\ 000 \text{ кгм}.$$

Количество тепла Q_e, эквивалентное эффективной работе, определится по известному термическому эквиваленту работы $A = {}^1/_{427}$:

$$Q_e = AL_e = 27\ 000\ 000 \cdot {}^1/_{427} = 63\ 200 \text{ ккал/час}.$$

Таким образом, из всего тепла, внесенного топливом в течение часа в двигатель, только 63 200 *кал/час* обращается в эффективную мощность, а 262 500 — 63 200 = 199 300 *кал/час* составляют тепловые потери

Если разделить количество тепла Q_e, эквивалентное эффективной мощности, на полное количество тепла Q_u, затраченное на ее получение, то отношение этих величин и даст нам величину эффективного к. п. д.

$$\eta_e = \frac{Q_e}{Q_u} = \frac{63\ 200}{262\ 500} = 0{,}24.$$

Это означает, что в двигателе М-11 только 24% затраченного тепла превращено в эффективную работу; остальные 76% тепла затрачены непроизводительно.

Для сравнения в табл. 2 приведены примерные значения эффективных к. п. д. для двигателей различных типов.

Таблица 2

Типы силовых установок	К. п. д. в %	Типы силовых установок	К. п. д. в %
Электродвигатели	65—94	Стационарные дизели . . .	32—40
Водяные колеса и турбины	75—90	Авиационные дизели . . .	32—38
Ветряные двигатели . . .	10—50	Авиационные бензиновые двигатели	18—30

Газовые двигатели	22—30
Реактивные двигатели	5—30
Современная паросиловая установка высокого давления	20—27
Автомобильные бензиновые двигатели	22—25
Стационарные газовые турбины	16—20
Судовые паровые машины с перегревателем	15—17
Судовые паровые турбины	12—15
Судовые паровые машины	9—15
Паровые локомотивы	6—10

§ 7. АВИАЦИОННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Двигатели авиационных силовых установок принадлежат к двигателям внутреннего сгорания. По принципу работы двигателей авиационные силовые установки в основном можно разделить на три группы.

Установки с поршневыми двигателями

В этом случае силовая установка состоит из поршневого двигателя, работающего на жидком топливе, и воздушного винта, являющегося движителем.

В поршневых двигателях тепло преобразуется в механическую работу, передаваемую при помощи поршня и шатуна на вал двигателя. Вал двигателя приводит во вращение воздушный винт, создающий необходимую для полета тягу.

Установки с воздушно-реактивными двигателями (ВРД)

В этом случае силовая установка на самолете состоит только из реактивного двигателя, являющегося одновременно и движителем.

В воздушно-реактивных двигателях теплота сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию (скорость) газов, вытекающих через специальное реактивное сопло в сторону, противоположную направлению полета. Реакция вытекающей струи газов и создает необходимую для полета тягу.

Воздушно-реактивные двигатели делятся на прямоточные, пульсирующие и газотурбинные.

Установки с турбовинтовыми двигателями (ТВД)

В этом случае силовая установка на самолете состоит из двигателя (газовой турбины) и движителя (воздушного винта).

В турбовинтовых двигателях теплота сгорания топлива преобразуется в механическую работу на лопатках ротора газовой турбины, или, иначе говоря, на вращение ротора. Вал ротора приводит во вращение воздушный винт, который создает тягу для полета.

Следует заметить, что в турбовинтовых двигателях не вся энергия газов затрачивается на вращение турбины. Часть газа выходит в реактивное сопло, и при этом также создается тяга для полета.

Таким образом, в указанных двигателях необходимая тяга для полета создается за счет вращения винта и за счет реакции выходящих из сопла газов.

§ 8. КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Авиационные поршневые двигатели могут быть классифицированы по различным признакам:

а) В зависимости от рода применяемого топлива — на двигатели легкого или тяжелого топлива.

Рис. 6. Двухрядный V-образный двенадцатицилиндровый двигатель жидкостного охлаждения

Рис. 7. Двухрядный звездообразный четырнадцатицилиндровый двигатель воздушного охлаждения

б) По способу смесеобразования — на двигатели с внешним смесеобразованием (карбюраторные) и двигатели с внутренним смесеобразованием (непосредственный впрыск топлива в цилиндры).

в) В зависимости от способа воспламенения смеси — на двигатели с принудительным зажиганием и двигатели с воспламенением от сжатия.

г) В зависимости от числа тактов — на двигатели двухтактные и четырехтактные.

д) В зависимости от способа охлаждения — на двигатели жидкостного и воздушного охлаждения (рис. 6 и 7).

е) По числу цилиндров — на двигатели четырехцилиндровые, пятицилиндровые, двенадцатицилиндровые и т. д.

ж) В зависимости от расположения цилиндров — на рядные (с расположением цилиндров в ряд) и звездообразные (с расположением цилиндров по окружности).

Рядные двигатели в свою очередь подразделяются на однорядные, двухрядные V-образные, трехрядные W-образные, четырехрядные Н-образные или Х-образные двигатели.

Звездообразные двигатели также подразделяются на однорядные, двухрядные и многорядные.

з) По характеру изменения мощности в зависимости от изменения высоты — на высотные, т. е. двигатели, сохраняющие мощность с подъемом самолета на высоту, и невысотные двигатели, мощность которых падает с увеличением высоты полета.

и) По способу привода воздушного винта — на двигатели с прямой передачей на винт и редукторные двигатели.

В настоящей книге рассматриваются только поршневые четырехтактные двигатели с внутренним и внешним смесеобразованием и принудительным зажиганием.

§ 9. СХЕМА УСТРОЙСТВА ПОРШНЕВОГО ЧЕТЫРЕХТАКТНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИНУДИТЕЛЬНЫМ ЗАЖИГАНИЕМ

По конструкции поршневые авиационные двигатели весьма разнообразны, но общее устройство их и основные детали довольно схожи. На рис. 8 показана схема устройства четырехтактного поршневого авиационного двигателя с жидкостным охлаждением. Двигатель состоит из следующих основных деталей: цилиндра *1*; поршня *2*; шатуна *3*; коленчатого вала *4*; картера *20*; передаточного механизма к распределению, состоящего из вертикального валика *8*, получающего вращение от хвостовика коленчатого вала через шестерни *22* и *37*; кулачкового валика *9*, приводимого в движение шестернями *24* и *23*; валика коромысла *10*; клапанов впуска *6* и выпуска *7* с пружинами *11*, установленных в головке цилиндра *1*.

На цилиндрической поверхности поршня имеются канавки, в которых помещаются чугунные поршневые кольца. Верхние поршневые кольца *25* служат для уплотнения камеры сгорания, поэтому они называются уплотнительными, нижнее поршневое кольцо *26* служит для предотвращения попадания масла в камеру сгорания и называется маслосбрасывающим.

Цилиндры установлены на картере *20*, состоящем из верхней и нижней половин. В картере лежат коренные подшипники *27*

Рис. 8. Схема устройства поршневого авиационного двигателя легкого топлива:

1 — цилиндр; *2* — поршень; *3* — шатун; *4* — коленчатый вал; *5* — воздушный винт; *6* — клапан впуска; *7* — клапан выпуска; *8* и *9* — валики; *10* — коромысло; *11* — пружина; *12* — карбюратор; *13* — свеча; *14* — магнето; *15* — рубашка; *16* — водяной насос; *17* — водяной радиатор; *18* — нагнетающий масляный насос; *19* — откачивающий масляный насос; *20* — картер; *21* — масляный радиатор; *22* — коническая шестерня; *23*, *24* — конические шестерни; *25* — верхние поршневые кольца; *26* — нижнее поршневое кольцо; *27* — коренные подшипники; *28* — коническая шестерня; *29* — кулачок; *30* — ударник; *31* — упорный подшипник; *32* — жиклер; *33* — диффузор; *34* — смесительная камера; *35* — дроссельная заслонка; *36* — штуцер; *37* — шестерня

коленчатого вала. Картер двигателя имеет опоры, с помощью которых он крепится к подмоторной раме.

При вращении коленчатого вала коническая шестерня *22*, установленная на хвостовике коленчатого вала, вращает коническую шестерню *37*, а вместе с ней и валик *8*. На валике *8* установлена, кроме того, коническая шестерня *28*, приводящая во вращение две конические шестерни привода магнето *14*.

Число зубцов у шестерен *22, 37, 24* и *23* подобрано так, что кулачковый валик вращается вдвое медленнее коленчатого вала. Такое соотношение чисел оборотов кулачкового валика и коленчатого вала необходимо потому, что в четырехтактном двигателе (о тактах двигателя см. ниже) каждый такт повторяется через два оборота. Таким образом, кулачки распределительного валика открывают каждый клапан один раз за два оборота коленчатого вала.

Открытие клапанов происходит следующим образом. При вращении валика *9* кулачок *29* нажимает на ролик коромысла *10*, при этом коромысло поворачивается и ударником *30*, который установлен на противоположном конце коромысла, давит на клапан. Это давление ударника преодолевает сопротивление клапанной пружины *11*, и клапан открывается. Когда кулачок валика отойдет от коромысла, клапанная пружина поднимет клапан, при этом он закроет гнездо в головке цилиндра.

На передний конец коленчатого вала посажен на шлицах воздушный винт *5*. Для передачи силы тяги винта на картер и через него на подмоторную раму самолета в носовой части двигателя установлен упорный подшипник *31*.

Авиационный двигатель имеет ряд вспомогательных агрегатов, необходимых для обеспечения его нормальной работы: карбюратор, магнето, водяные, масляные и топливные насосы, нагнетатель (топливный насос и нагнетатель на схеме не показаны).

Работа двигателя происходит следующим образом.

Воздух из атмосферы или предварительно сжатый в нагнетателе поступает в карбюратор *12*, где смешивается с топливом. Топливо подается в карбюратор при помощи одного или двух топливных насосов и подводится к камере, где расположено поплавковое или иное устройство, регулирующее подачу топлива через жиклер *32*, выведенный в диффузор *33* карбюратора.

Воздух, проходящий через диффузор *33* с большой скоростью, засасывается двигателем через клапан впуска при движении поршня вниз и увлекает топливо, выходящее из жиклера *32*, в смесительную камеру *34*, где и смешивается с ним, образуя топливовоздушную смесь. За смесительной камерой на пути топливовоздушной смеси к цилиндру имеется дроссельная заслонка *35*, открывая или прикрывая которую можно регулировать количество топливовоздушной смеси, поступающей в цилиндр, и, следовательно, мощность двигателя.

При движении поршня вверх клапан впуска закрывается и

происходит сжатие поступившей в цилиндр топливовоздушной смеси. В конце сжатия смесь воспламеняется от искры, проскакивающей между электродами запальной свечи *13*, ввинченной в отверстие головки цилиндра. Для более надежного зажигания и для более быстрого сжигания топлива установлены две свечи. Электрический ток высокого напряжения для запальных свечей вырабатывается двумя магнето *14*, работающими параллельно, каждое на свою систему свечей, например: левое магнето — на свечи, установленные с левой стороны цилиндров, правое магнето — на свечи, установленные с правой стороны цилиндров. Ток от магнето к свечам поступает по проводникам, имеющим металлическую наружную оплетку, уменьшающую вредное влияние магнето на работу самолетных радиоустановок.

Продукты сгорания топливовоздушной смеси имеют высокое давление и очень высокую температуру, в некоторые моменты доходящую до 2500° С. Благодаря высокому давлению газы заставляют поршень передвигаться вниз и совершать механическую работу. При последующем ходе поршня вверх открывается клапан выпуска и газы выталкиваются из цилиндра в атмосферу. Так как температура продуктов сгорания в цилиндре очень высокая, то часть их тепла передается деталям двигателя и прежде всего цилиндрам. Поэтому детали двигателя, особенно цилиндры, поршни и клапаны, сильно нагреваются, в связи с чем для обеспечения нормальной работы двигателя их необходимо интенсивно охлаждать.

Жидкость (вода или антифриз) для охлаждения двигателя прокачивается насосом *16* через водяные рубашки *15*, окружающие стенки цилиндров и головки, и охлаждает их. Нагретая жидкость отводится из рубашек и поступает через штуцер *36* в радиатор *17*, где охлаждается воздухом. Из радиатора охлаждающая жидкость снова поступает к насосу *16*.

Масло для смазки деталей двигателя поступает из масляного бака в нагнетающий насос *18*, откуда под давлением в несколько атмосфер подается в двигатель. После смазки деталей двигателя масло стекает в маслоотстойник, расположенный в нижней части картера, и из него откачивается насосом *19* в масляный радиатор *21*, где охлаждается и поступает снова в масляный бак. Следует отметить, что масло выполняет, кроме своего непосредственного назначения, т. е. смазки деталей двигателя, еще и другую роль, а именно охлаждение деталей двигателя. Частицы масла, смазывая детали, вместе с тем охлаждают их, что также играет большую роль в нормальной работе двигателя.

Кроме описанных агрегатов, авиационный двигатель снабжен еще рядом агрегатов, которые необходимы для обеспечения его работы. К этим агрегатам относятся самопуск, регулятор постоянства наддува и т. д.

Двигатели воздушного охлаждения отличаются от двигателей водяного охлаждения отсутствием водяной системы и конструк-

цией цилиндров, имеющих вместо водяных рубашек сильно развитое оребрение по наружной поверхности цилиндра и головки, служащее для отвода тепла в окружающий воздух.

§ 10. КРИВОШИПНО-ШАТУННЫЙ МЕХАНИЗМ

Передача работы от газов к валу двигателя производится при помощи кривошипно-шатунного механизма, состоящего из поршня, шатуна и кривошипа (рис. 9).

Рис. 9. Кривошипно-шатунный механизм:
1 — поршень; *2* — шатун; *3* — кривошип коленчатого вала

Кривошипно-шатунный механизм преобразует возвратно-поступательное движение поршня во вращательное движение коленчатого вала.

Крайние положения, которые поршень занимает при своем возвратно-поступательном движении в цилиндре, называются верхней мертвой точкой (ВМТ) и нижней мертвой точкой (НМТ). Очевидно, что положения ВМТ и НМТ определяются длиной шатуна и радиусом кривошипа. Длина шатуна — это расстояние от оси поршневой (верхней) головки шатуна до оси кривошипной (нижней) головки шатуна. Обозначается длина шатуна буквой L. Радиус кривошипа — это расстояние от оси коренной шейки до оси шатунной шейки. Обозначается радиус кривошипа буквой R.

Проходимое поршнем расстояние между ВМТ и НМТ называется ходом поршня и обозначается буквой S. Ход поршня осуществляется за полоборота коленчатого вала, т. е. за 180°, и равен двум радиусам кривошипа:

$$S = 2R.$$

Перемещение поршня в цилиндре вызывает изменение его внутреннего объема. При этом различают три характерных объема цилиндра: объем камеры сжатия, рабочий объем и полный объем.

Объем цилиндра над поршнем, когда последний находится в ВМТ, называется камерой сжатия или камерой сгорания и обозначается V_c.

Объем цилиндра, соответствующий ходу поршня S, называется рабочим объемом. Он обозначается V_h. Его можно определить, зная диаметр цилиндра D и ход поршня S:

$$V_h = \frac{\pi D^2}{4} S \text{ л}. \tag{36}$$

(Здесь диаметр и ход поршня взяты в дециметрах.)

Рабочий объем всех цилиндров двигателя носит название литража и равен

$$iV_h = \frac{\pi D^2}{4} Si, \tag{37}$$

где i — число цилиндров двигателя.

Объем цилиндра, ограничиваемый поршнем при его положении в НМТ, называется полным объемом цилиндра и обозначается V_a.

Очевидно, что

$$V_a = V_c + V_h.$$

Отношение полного объема цилиндра к объему камеры сгорания называется степенью сжатия и обозначается буквой ε, т. е.

$$\varepsilon = \frac{V_a}{V_c} = \frac{V_h + V_c}{V_c}. \tag{38}$$

Степень сжатия в авиационных поршневых двигателях лежит в пределах $5 \div 8$.

§ 11. ПРИНЦИП РАБОТЫ ПОРШНЕВОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Преобразование тепловой энергии в механическую совершается при непрерывном изменении состояния рабочего тела — газа.

Все эти изменения состояния рабочего тела в четырехтактном поршневом двигателе внутреннего сгорания можно разделить на пять самостоятельных процессов, чередующихся в такой последовательности: 1) процесс впуска; 2) процесс сжатия; 3) процесс сгорания; 4) процесс расширения и 5) процесс выпуска.

В процессе впуска (рис. 10, *а*) при движении поршня *3* от ВМТ к НМТ объем над поршнем увеличивается, давление в цилиндре уменьшается и топливовоздушная смесь через открытый

впускной клапан поступает в цилиндр. Впуск топливовоздушной смеси продолжается до момента прихода поршня в НМТ, после чего впускной клапан закрывается (в действительности моменты открытия и закрытия клапанов впуска и выпуска не совпадают с положениями поршня в верхней и нижней мертвых точках, о чем будет сказано ниже).

После впуска топливовоздушной смеси начинается следующий процесс — сжатие (рис. 10, *б*). При этом поршень двигается от

Рис. 10. Схема работы четырехтактного двигателя:
1 — клапан впуска; *2* — клапан выпуска; *3* — поршень; *4* — шатун; *5* — коленчатый вал

НМТ к ВМТ. Клапаны впуска и выпуска в этом процессе закрыты.

В верхней мертвой точке смесь поджигается[1] и сгорает, что сопровождается повышением температуры и давления продуктов сгорания, в результате чего поршень начинает двигаться от ВМТ к НМТ.

Этот процесс называется процессом расширения (рис. 10, *в*); его еще называют рабочим ходом, так как только в этом процессе происходит передача работы от газа к поршню. Расширение газов продолжается до момента прихода поршня в НМТ.

---

[1] Процесс дан упрощенно. На самом деле смесь поджигается в момент, когда поршень не дойдет до ВМТ на 20—45° (см. об этом на стр. 59).

В этот же момент механизм газораспределения открывает выпускной клапан. При движении поршня обратно к ВМТ происходит выпуск из цилиндра продуктов сгорания (рис. 10, *г*).

Выпуск продуктов сгорания продолжается до прихода поршня в ВМТ, после чего механизм газораспределения закрывает выпускной клапан. Этот процесс называется процессом выпуска.

После процесса выпуска снова открывается впускной клапан и начинается процесс впуска и т. д.

Совокупность всех процессов, по завершении которых вновь начинается их повторение, называется циклом двигателя.

Часть цикла, соответствующая одному ходу поршня (от одной мертвой точки до другой мертвой точки), называется тактом.

Цикл может совершаться в зависимости от устройства двигателя за два такта (за один оборот коленчатого вала) или за четыре такта (за два оборота коленчатого вала).

В авиации применяются почти исключительно четырехтактные двигатели.

В рассмотренной нами схеме работы четырехтактного двигателя такты чередуются в следующем порядке:

1) такт впуска — начинается при положении поршня в ВМТ и кончается при положении поршня в НМТ;
2) такт сжатия — начинается в НМТ и кончается в ВМТ;
3) такт расширения — начинается в ВМТ и кончается в НМТ;
4) такт выпуска — начинается в НМТ и кончается в ВМТ.

§ 12. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЯМ

Авиационный двигатель должен удовлетворять ряду требований конструктивного, эксплуатационного и тактического характера.

Основными требованиями являются:

— соответствующая назначению самолета мощность;
— минимальный вес;
— минимально возможные габариты (компактность);
— экономичность;
— надежность и долговечность;
— достаточная высотность;
— динамическая уравновешенность;
— простота и удобство эксплуатации и технического обслуживания.

1. По величине развиваемой мощности поршневые двигатели условно подразделяются на:

— маломощные (100—500 *л. с.*);
— средней мощности (500—1500 *л. с.*);
— большой мощности (1500—3500 *л. с.* и более).

Двигатели малой и средней мощности устанавливаются на учебные, тренировочные и транспортные самолеты. Двигатели большой мощности устанавливаются преимущественно на большие транспортные самолеты, так как в военной авиации всех стран на смену им пришли более мощные и легкие воздушно-реактивные и турбовинтовые двигатели.

2. Двигатель должен иметь возможно меньший вес; чем меньше вес двигателя, тем больше полезная грузоподъемность самолета.

Принято различать вес двигателя «сухой» и удельный.

«Сухим» весом называется вес двигателя со всеми агрегатами без охлаждающей жидкости, масла и втулки винта.

Удельным весом двигателя называется вес «сухого» двигателя, отнесенный к 1 *л. с.* его мощности.

Удельный вес современных мощных поршневых двигателей колеблется в пределах 0,45—0,65 *кг/л. с.*

Удельный вес маломощных двигателей может достигать 1—1,2 *кг/л. с.*

3. Двигатели должны иметь по возможности наименьшие габариты (длину, ширину, высоту и диаметр).

Чем меньше поперечный габарит двигателя, тем меньше лобовое сопротивление самолета.

4. Двигатель должен быть экономичным, т. е. расходовать мало горючего и масла, что способствует увеличению грузоподъемности самолета, а также дальности его полета.

Экономичность определяется удельным расходом топлива. Удельным расходом называется расход топлива на 1 *л. с.* в час. Чем меньше удельный расход топлива, тем экономичнее двигатель.

Удельный расход топлива в современных поршневых двигателях составляет 0,200 ÷ 0,330 *кг/л. с. ч.*; удельный расход масла 5 ÷ 15 *г/л. с. ч.*

В настоящее время требования к экономичности поршневых двигателей все более и более повышаются. Для того чтобы удовлетворить этим требованиям, начинают применять комбинированные установки, у которых наряду с двигателем имеются агрегаты для использования энергии выхлопных газов двигателя (газовые турбины, реактивные патрубки и сопла). В результате этого удельные расходы топлива, отнесенные ко всей установке в целом, могут быть доведены до величин, значительно меньших 0,2 *кг/л. с. ч.* [1].

5. Двигатель должен быть надежным в работе. Под надежностью двигателя понимают способность его работать без вынуж-

---

[1] Так, например, двигатель «Номад» английской фирмы Нэпир, включающий в себя двухтактный двигатель с воспламенением от сжатия, компрессор для наддува, приводимый в действие газовой турбиной, работающей от выхлопных газов, и реактивное сопло, имеет удельный расход топлива 148 *г/л. с. ч.* *(примеч. редактора).*

денных остановок из-за дефектов или поломок деталей и без снижения мощности в течение определенного срока.

Продолжительность работы авиационных двигателей между ремонтами называется ресурсом двигателя. Ресурс зависит от типа двигателя и условий его эксплуатации.

Долговечность двигателя определяется общим количеством часов, проработанных двигателем за весь срок его службы; она составляет 750 ÷ 2000 и более часов.

6. Авиационный двигатель должен сохранять свою мощность при изменении высоты полета.

Высотность современных авиационных поршневых двигателей достигает 10 000—14 000 *м* и более.

7. Во избежание вибрации двигатель должен быть динамически уравновешен.

Под динамической уравновешенностью понимают создание условий, при которых переменные по величине и направлению неуравновешенные силы в двигателе взаимно уравновешивают друг друга.

8. Конструкция двигателя должна обеспечивать удобство осмотра и подхода к агрегатам, нуждающимся в периодической регулировке и осмотре при эксплуатации.

Кроме этих основных требований, к авиадвигателю предъявляются специальные требования, например: легкость запуска, способность работать на общепринятых сортах топлива и масла, безопасность в пожарном отношении, способность работать при любых углах наклона самолета и в перевернутом положении, малая уязвимость от огня противника и др.

ГЛАВА III

РАБОЧИЙ ЦИКЛ ЧЕТЫРЕХТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

ПРОЦЕСС ВПУСКА

§ 13. НАЗНАЧЕНИЕ ПРОЦЕССА ВПУСКА

Назначение процесса впуска состоит в заполнении рабочего объема цилиндра двигателя топливовоздушной смесью, содержащей энергию, необходимую для получения работы.

При этом весьма важно заполнять цилиндр максимально возможным количеством смеси, так как это способствует получению наибольшей работы, а следовательно, и мощности при данном объеме цилиндров и числе оборотов двигателя.

В большинстве современных авиационных двигателей увеличение заряда смеси (воздуха) в цилиндре достигается при помощи нагнетателя. Питание двигателя топливовоздушной смесью (двигатели с карбюратором) или воздухом (двигатели с непосредственным впрыском), предварительно сжимаемым в нагнетателе до давления, превышающего атмосферное, называется наддувом.

Двигатели, не имеющие нагнетателя, принято называть двигателями с впуском из атмосферы.

В двигателях с карбюратором смесеобразование начинается в карбюраторе, продолжается во всасывающих трубопроводах и заканчивается в цилиндре двигателя. Для регулирования количества смеси, поступающей в двигатель, служит дроссельная заслонка, устанавливаемая между карбюратором и цилиндрами.

В двигателях с впрыском топлива в цилиндр смесеобразование начинается непосредственно в последнем. В цилиндр поступает чистый воздух, количество которого регулируется также дроссельной заслонкой, установленной на впуске.

Регулировка качества топливовоздушной смеси, т. е. соотношения топлива и воздуха в смеси, осуществляется посредством специальных устройств, являющихся принадлежностью карбюратора или топливной аппаратуры для непосредственного впрыска.

Начало впуска топливовоздушной смеси обусловливается началом открытия клапана впуска (рис. 11). Последний в совре-

менных поршневых двигателях открывается с опережением (точка *1*), т. е. в конце такта выпуска, до прихода поршня в ВМТ. Это объясняется, во-первых, стремлением увеличить заряд свежей смеси за счет бо́льшего открытия впускного клапана к началу такта впуска и, во-вторых, тем, что у двигателей с наддувом свежая смесь, имеющая большее давление, чем давление выпускных газов в цилиндре, начнет поступать в этом случае в конце такта выпуска и вытеснять из цилиндра продукты сгорания. Последнее называется продувкой камеры сгорания. В результате этой продувки очистка цилиндра от остаточных газов улучшается и заряд свежей смеси увеличивается.

Угол, на который поворачивается коленчатый вал за время от момента открытия впускного клапана до момента прихода поршня в ВМТ, называется **углом опережения открытия впускного клапана**. Этот угол подбирается опытным путем для каждого типа двигателя и обычно лежит в пределах 15 ÷ 50°. Для двигателя М-11ФР-1 угол опережения равен 35° до ВМТ, для ВК-105 — 10° и для АШ-82ФН — 20°.

Рис. 11. Процесс впуска:

1 — момент открытия впускного клапана; *2* — момент закрытия впускного клапана

Свежая смесь (или воздух) поступает в цилиндр под влиянием понижения давления в цилиндре, создающегося вследствие движения поршня от ВМТ к НМТ, по сравнению с давлением на впуске.

Давление смеси p_a в конце впуска при полностью открытой дроссельной заслонке составляет около

$$p_a = (0{,}8 \div 0{,}9)\ p,$$

где p — давление на впуске двигателя, равное атмосферному p_0[1] давлению для двигателей с впуском из атмосферы или давлению наддува p_k для двигателей с нагнетателем.

---

[1] Давление, температуру и удельный вес атмосферного воздуха на уровне земли принято обозначать соответственно через p_0, T_0 или t_0 и γ_0. Для высоты эти величины обозначаются через p_H, T_H или t_H и γ_H. Значения всех этих величин находит по табличным данным Международной стандартной атмосферы — МСА (*примеч. редактора*).

Понижение давления в цилиндре объясняется всасывающим действием поршня и сопротивлениями, которые встречает воздух на своем пути при движении к цилиндру (рис. 12).

Сопротивление при движении воздуха возникает в результате трения частиц воздуха друг о друга, о стенки впускного трубопровода, о впускной клапан, а также от удара частиц воздуха о стенки впускного трубопровода в местах его изгиба, о дроссельную заслонку и впускной клапан. Эти сопротивления называются гидравлическими.

Так как скорость движения воздуха во впускных трубопроводах и впускных клапанах цилиндров достаточно велика (40 ÷ 60 *м/сек*), то гидравлические сопротивления получаются значительными.

Если дроссельная заслонка прикрывается, проходное сечение для воздуха уменьшается, гидравлические сопротивления увеличиваются и давление в цилиндре p_a (малый газ) в конце такта впуска понижается до 0,3÷0,5 от давления на впуске.

Рис. 12. Сопротивления, испытываемые смесью на пути в цилиндр

Следует отметить, что смесь (или воздух) в двигателе с нагнетателем начинает поступать в цилиндр сразу же после открытия клапана впуска, так как давление смеси больше давления продуктов сгорания, оставшихся в цилиндре к концу выпуска (остаточных газов).

Давление p_r остаточных газов при выпуске в атмосферу составляет обычно

$$p_r = (1{,}05 - 1{,}10)\ p_0.$$

Температура свежей смеси (или воздуха) в процессе впуска также изменяется. За счет испарения топлива температура смеси понижается. Вместе с тем, поступая в цилиндр, смесь нагревается в результате соприкосновения с нагретыми деталями двигателя (стенками головки и цилиндра, днищем поршня, клапанами) и смешения воздуха с остаточными газами, температура которых перед началом впуска достигает 1000—1100° абс.

Вследствие указанных причин температура смеси в конце впуска составляет у двигателей с наполнением из атмосферы 340 ÷ 360° абс., а у двигателей с нагнетателем 380 ÷ 400° абс. Более высокие температуры, наблюдающиеся во втором случае, объясняются подогревом воздуха (смеси) при сжатии его в нагнетателе.

Окончание наполнения цилиндра смесью определяется моментом закрытия впускного клапана. Впускной клапан закрывается с запаздыванием (см. точку *2* на рис. 11), т. е. после прихода поршня в НМТ, в начале такта сжатия. Запаздывание закрытия впускного клапана увеличивает количество свежей смеси, поступающей в цилиндр. Это объясняется тем, что в течение процесса впуска смесь приобретает большую скорость и по инерции продолжает поступать в цилиндр, несмотря на изменение направления движения поршня. Кроме того, в начале такта сжатия в цилиндре еще имеется пониженное давление, что также способствует поступлению смеси.

Угол, на который поворачивается коленчатый вал, считая от момента прихода поршня в НМТ до момента закрытия впускного клапана, называется углом запаздывания закрытия впускного клапана. Этот угол для каждого типа двигателя подбирается опытным путем и составляет $40 \div 65°$. Для двигателя М-11ФР-1 угол запаздывания равен 65°, для ВК-105 — 60° и для АШ-82ФН — 63°.

Продолжительность процесса впуска, выраженная в градусах поворота коленчатого вала, значительно больше 180° и составляет, например, для двигателя М-11ФР-1 — 280°, для ВК-105 — 250° и для АШ-82ФН — 263°.

Продолжительность открытия клапана, выраженная в градусах поворота коленчатого вала, называется периодом или фазой открытия впускного клапана.

Опережение открытия впускного клапана и запаздывание его закрытия увеличивают продолжительность впуска смеси в цилиндр двигателя и способствуют повышению количества поступающей в него смеси.

§ 14. ВЕСОВОЙ ЗАРЯД И КОЭФФИЦИЕНТ НАПОЛНЕНИЯ

Как мы уже отметили выше, мощность, развиваемая двигателем, в первую очередь зависит от количества топливовоздушной смеси, поступившей в цилиндр в такте впуска. Чем больше топливовоздушной смеси поступит в цилиндр двигателя, тем большую мощность разовьет двигатель.

Весовым зарядом цилиндра называют весовое количество воздуха (смеси), поступившего в цилиндр за время такта впуска и оставшегося в цилиндре к моменту закрытия клапанов впуска.

Различают теоретический весовой заряд и действительный весовой заряд смеси.

Под теоретическим весовым зарядом смеси $q_т$ понимают заряд, который может поместиться в рабочем объеме цилиндра при давлении и температуре, равных давлению и температуре на впуске в цилиндр двигателя.

$$q_т = \gamma_k V_h, \tag{39}$$

где γ_k — удельный вес воздуха на впуске в цилиндр двигателя.

Под действительным весовым зарядом $q_д$ понимают заряд, который в действительности поступил в цилиндр и остался в нем.

В двигателях с впуском из атмосферы действительный весовой заряд получается всегда на 10—15% меньше теоретического. Это происходит за счет гидравлических потерь во впускных трубопроводах, влияния остаточных газов и нагрева смеси от стенок в процессе впуска.

В двигателях с нагнетателем теоретический и действительный весовые заряды возрастают за счет увеличения плотности смеси на впуске. В этом случае действительный весовой заряд может быть и больше теоретического весового заряда. Объясняется это тем, что давление остаточных газов в камере сгорания меньше давления наддува и, следовательно, после открытия впускного клапана некоторое количество смеси может поступить в нее за счет сжатия остаточных газов до давления, существующего на впуске.

Отношение действительного весового заряда смеси к теоретическому называется коэффициентом наполнения и обозначается η_v.

$$\eta_v = \frac{q_д}{q_т}. \tag{40}$$

Отсюда действительный весовой заряд равен

$$q_д = \eta_v q_т = \eta_v \gamma_k V_h. \tag{41}$$

Величина коэффициента наполнения характеризует степень заполнения цилиндров двигателя воздухом (смесью).

Для двигателей с впуском из атмосферы коэффициент наполнения составляет $\eta_v = 0{,}85 \div 0{,}90$.

Для двигателя с нагнетателем коэффициент наполнения может быть больше единицы и достигает величин $\eta_v = 1{,}10 \div 1{,}12$.

Увеличить действительный весовой заряд цилиндра можно, как это видно из уравнения (41), путем увеличения плотности воздуха (смеси) на впуске и увеличения коэффициента наполнения.

Как уже было показано ранее (см. стр. 19—20), удельный вес прямо пропорционален давлению и обратно пропорционален температуре. Следовательно, если мы будем снижать температуру воздуха (смеси) и увеличивать наддув, то этим самым будем увеличивать его удельный вес, а следовательно, и весовой заряд цилиндра. У некоторых двигателей с нагнетателями для охлаждения воздуха на выходе из нагнетателя устанавливают радиаторы, которые позволяют при том же давлении наддува получить более значительный удельный вес воздуха.

Коэффициент наполнения можно увеличить правильным выбором фаз газораспределения (моментов открытия и закрытия впускного клапана), уменьшением потерь напора во впускной

системе путем увеличения проходных сечений трубопроводов и придания им плавных переходов, а также увеличением проходного сечения во впускном клапане за счет увеличения его диаметра, высоты подъема или за счет увеличения числа впускных клапанов.

Зная действительный весовой заряд цилиндра, можно подсчитать расход воздуха через двигатель $G_в$.

Пусть двигатель имеет i цилиндров с рабочим объемом V_h *м*³, удельный вес воздуха на впуске γ_k *кг/м*³, коэффициент наполнения η_v и число оборотов двигателя n *об/мин*.

Весовой заряд всех цилиндров за два оборота коленчатого вала будет $iV_h\gamma_k\eta_v$ *кг*.

За один час работы двигателя расход воздуха будет

$$G_в = \frac{60n}{2}\, iV_h\gamma_k\eta_v = 30iV_h\gamma_k\eta_v n \text{ кг/час}. \qquad (42)$$

Пример. Двенадцатицилиндровый двигатель расходует 4150 *кг* воздуха в час; диаметр поршня $D = 150$ *мм*; ход поршня $S = 170$ *мм*; число оборотов двигателя $n = 2700$ в минуту. Давление на впуске $p_k = 1000$ *мм* рт. ст. и температура $T_k = 360°$ абс. Определить коэффициент наполнения двигателя.

1. Определяем удельный вес воздуха на впуске. При давлении $p_0 = 760$ *мм* рт. ст. и температуре $T_0 = 288°$ абс. $\gamma_0 = 1{,}225$ *кг/м*³.

На основании формулы (30) имеем

$$\gamma_k = \gamma_0 \frac{p_k}{p_0} \frac{T_0}{T_k} = 1{,}225 \cdot \frac{1000}{760} \cdot \frac{288}{360} = 1{,}29 \text{ кг/м}^3.$$

2. Определяем рабочий объем двигателя:

$$iV_h = \frac{i\pi D^2}{4} S = 12 \frac{3{,}14 \cdot 1{,}5^2}{4} \cdot 1{,}7 = 36 \text{ л, или } 0{,}036 \text{ м}^3.$$

3. Определяем теоретический расход воздуха за час:

$$G_т = 30iV_h n\gamma_k = 30 \cdot 0{,}036 \cdot 2700 \cdot 1{,}29 = 3760 \text{ кг/час}.$$

4. Определяем коэффициент наполнения:

$$\eta_v = \frac{4150}{3760} = 1{,}1.$$

§ 15. ГРАФИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА ВПУСКА

Схематическое изображение процесса впуска для двигателя без нагнетателя и двигателя с нагнетателем в координатах pV показано на рис. 13, *а* и *б*.

Точка *1* характеризует момент открытия, а точка *2* — момент закрытия впускного клапана. Линия *1-г-а-2* показывает изменение давления смеси в цилиндре в процессе впуска.

Для двигателя без нагнетателя линия впуска расположена ниже линии атмосферного давления p_0, а для двигателя с нагне-

тателем — выше нее, вследствие наддува, создаваемого нагнетателем.

Рассмотрим работу, совершаемую поршнем за период такта впуска.

У двигателя без нагнетателя поршень при движении от ВМТ к НМТ должен преодолеть противодействующую силу, направленную по оси цилиндра к ВМТ и возникающую вследствие создавшейся разности давлений ($p_0 - p_a$): атмосферного давления p_0 (в картере) и пониженного давления в цилиндре p_a. Эта противодействующая сила равна произведению разности давлений $p_0 - p_a$ на площадь поршня $F_п$, т. е.

$$P = (p_0 - p_a)\ F_п\ кг.$$

Работа, совершаемая поршнем при движении от ВМТ к НМТ, будет равна

$$L = PS = (p_0 - p_a)\ F_п S;$$

так как

$$F_п S = V_h\ м^3,$$

то

$$L = (p_0 - p_a)\ V_h\ кгм.$$

Этой работе соответствует заштрихованная площадь на рис. 13, *а* с высотой $p_0 - p_a$ и длиной V_h.

Рис. 13. Графическое изображение процесса впуска:
а — двигатель без нагнетателя; *б* — двигатель с нагнетателем

В двигателе с нагнетателем (рис. 13, *б*) давление в цилиндре во время впуска больше, чем давление в картере. Поэтому при движении поршня от ВМТ к НМТ на него будет действовать сила, направленная к НМТ и равная

$$P = (p_a - p_0)\ F_п\ кг.$$

Эта сила будет способствовать вращению коленчатого вала и, таким образом, совершать положительную работу. Этой работе соответствует на рис. 13, *б* заштрихованная площадь, равная

$$L = PS = (p_a - p_0)\ F_п S = (p_a - p_0)\ V_h\ кгм.$$

Таким образом, в двигателе с впуском из атмосферы от коленчатого вала отнимается работа на осуществление процесса впуска, тогда как в двигателе с нагнетателем коленчатому валу сообщается дополнительная работа за счет избыточного давления, создаваемого нагнетателем.

ПРОЦЕСС СЖАТИЯ

§ 16. НАЗНАЧЕНИЕ ПРОЦЕССА СЖАТИЯ

Основное назначение процесса сжатия состоит в том, чтобы создать возможность лучшего использования тепла и получения бо́льшей работы газов во время процесса расширения.

Вследствие сжатия смеси создаются следующие благоприятные условия для ее сгорания:

1. Сжатая смесь занимает меньший объем, ввиду этого требуется меньше времени для распространения пламени (после поджигания смеси искрой) по всему объему смеси.

2. При сжатии температура смеси значительно повышается, что увеличивает скорость сгорания, и, следовательно, уменьшается время, в течение которого происходит процесс сгорания.

Условно считают, что процесс сжатия начинается в НМТ и заканчивается в ВМТ.

В процессе сжатия поршень движется в направлении к ВМТ, при этом оба клапана — впускной и выпускной — закрыты.

Если бы сжатие смеси осуществлялось при постоянной температуре, то по закону Бойля-Мариотта давление в конце такта сжатия p_c (см. рис. 14) было бы равно

$$p_c = p_a \varepsilon,$$

где $\varepsilon = \frac{V_a}{V_c}$ — степень сжатия.

В действительности в цилиндре во время сжатия увеличение давления происходит не только за счет уменьшения объема цилиндра при движении поршня к ВМТ, но и за счет увеличения температуры смеси.

Температура при сжатии возрастает примерно в 1,7 ÷ 1,9 раза. Поэтому давление газов в конце такта сжатия возрастает пропорционально произведению степени сжатия на повышение температуры, т. е. примерно в 8,5 раза при $\varepsilon = 5{,}0$ и в 13 раз при $\varepsilon = 7{,}0$.

Значения давлений и температур в конце такта сжатия составляют:

$$p_c = 10 \div 20 \ кг/см^2 \text{ и } T_c = 650 \div 750^\circ \text{ абс.}$$

Если двигатель дросселировать, то давление p_c понизится из-за уменьшения давления p_a в конце впуска.

§ 17. ГРАФИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА СЖАТИЯ

На рис. 14 показано изменение давления и объема смеси во время процесса сжатия для двигателя с впуском из атмосферы.

Сжатие начинается в точке *a* и заканчивается в точке *c*. Точка *c* характеризует давление и объем в конце такта сжатия. Линия *a-2-c* показывает изменение давления и объема смеси в такте сжатия.

Для сжатия смеси необходимо затратить определенную работу. Величина работы, затраченной на сжатие, показана заштрихованной площадью[1].

В двигателе с нагнетателем вследствие того, что давление впуска выше, линия процесса сжатия будет расположена выше линии процесса сжатия двигателя без нагнетателя.

Рис. 14. Графическое изображение процесса сжатия

§ 18. ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ ВЫСОКИХ СТЕПЕНЕЙ СЖАТИЯ

При увеличении степени сжатия увеличивается и степень расширения газов, а следовательно, и работа, совершаемая ими во время рабочего хода. Поэтому при увеличении степени сжатия возрастает работа, совершаемая газами за цикл, а следовательно, и мощность двигателя. При этом расход топлива на 1 *л. с.* уменьшается, т. е. увеличивается экономичность двигателя.

Таким образом, с точки зрения повышения мощности двигателя и особенно его экономичности степень сжатия двигателя желательно увеличивать. Вместе с тем увеличение степени сжа-

[1] Эта работа называется абсолютной работой сжатия, т. е. той работой, которую надо затратить для перемещения поршня, если давление на противоположную его сторону равно нулю. Действительная работа сжатия будет меньше на величину работы, которую совершает атмосферный воздух, действуя на поршень со стороны картера. Эта работа равна $L = p_0 V_h$ и выражается на чертеже площадью прямоугольника с высотой p_0 и основанием V_h *(примеч. редактора)*.

тия ведет к увеличению удельного веса двигателя, так как вследствие сильного возрастания максимальных давлений в цилиндре детали приходится делать более массивными для придания им необходимой прочности (например, при увеличении степени сжатия от 6 до 7 мощность двигателя возрастает примерно на 6%, а максимальное давление в цилиндре приблизительно на 20%), и к увеличению возможности возникновения детонации топливовоздушной смеси, вследствие чего работа двигателя становится возможной только на специальном высокооктановом топливе. Поэтому в авиационных двигателях степень сжатия обычно не превышает 7,0 ÷ 7,5.

ПРОЦЕСС СГОРАНИЯ

§ 19. КОЛИЧЕСТВО ВОЗДУХА, НЕОБХОДИМОЕ ДЛЯ ПОЛНОГО СГОРАНИЯ ТОПЛИВА

Горение топливовоздушной смеси — это химическая реакция соединения элементов, входящих в состав топлива, с кислородом воздуха. *При сгорании химическая энергия топлива переходит* в тепло.

В состав жидкого топлива входят следующие элементы: углерод (C), водород (H) и кислород ($O_т$).

Весовое содержание элементов, входящих в состав топлива, выраженное в весовых долях или процентах, называется элементарным составом топлива.

$$C\,кг + H\,кг + O_т\,кг = 1{,}0\ кг,$$

или

$$C\% + H\% + O_т\% = 100\%.$$

Авиационный бензин содержит по весу около 85% углерода и 15% водорода, и, следовательно, его элементарный состав будет:

$$C + H = 0{,}85\ кг + 0{,}15\ кг = 1{,}0\ кг$$

или

$$C + H = 85\% + 15\% = 100\%.$$

Сгорание топлива может быть полным и неполным.

Полное сгорание топлива характеризуется тем, что весь углерод топлива соединяется с кислородом, образуя углекислый газ (CO_2), а весь водород топлива соединяется с кислородом, образуя воду (H_2O).

Неполное сгорание топлива характеризуется тем, что часть углерода и водорода топлива окисляется неполностью, в результате чего, кроме углекислого газа и воды, образуется еще окись углерода (CO) и остается некоторое количество свободного водорода (H_2).

Для полного сгорания смеси необходимо иметь на каждую весовую единицу топлива, находящегося в данной смеси, вполне определенное количество воздуха.

Наименьшее количество воздуха, которое необходимо для полного сгорания 1 *кг* топлива, называется **теоретически необходимым количеством воздуха** и обозначается L_0.

Теоретически необходимое количество воздуха для данного топлива можно подсчитать по его элементарному составу следующим образом.

Из уравнений химических реакций известно, что для окисления 1 *кг* углерода в углекислый газ (CO_2) необходимо $^8/_3$ *кг* кислорода, а для окисления 1 *кг* водорода в воду (H_2O) необходимо 8 *кг* кислорода.

Поэтому весовое количество кислорода воздуха (теоретически необходимое количество O_0), необходимое для полного окисления 1 *кг* топлива, содержащего C *кг* углерода, H *кг* водорода и O *кг* кислорода, будет равно

$$O_0 = {}^8/_3C + 8H - O_т \frac{кг\ кисл.}{кг\ топл.}. \qquad (43)$$

Так как в атмосферном воздухе содержится 23,2% кислорода по весу, то теоретически необходимое количество воздуха L_0 получим, разделив количество кислорода O_0 на 23,2 и умножив на 100:

$$L_0 = \frac{{}^8/_3C + 8H - O_т}{0{,}232} \frac{кг\ возд.}{кг\ топл.}. \qquad (44)$$

Теоретически необходимое количество воздуха зависит от элементарного состава топлива. Чем больше в топливе водорода, тем соответственно больше и L_0. Для топлив, содержащих кислород (спирты), величина L_0 значительно меньше, так как при сгорании используется кислород, содержащийся в топливе. Значение теоретически необходимого количества воздуха для бензинов и керосинов лежит в пределах $L_0 = 14{,}5 \div 15{,}2 \frac{кг\ возд.}{кг\ топл.}$;

[redacted]

температура в цилиндре достигают максимальной величины, составляя для современных двигателей $50 \div 80$ *кг/см*^{2} и $2600 \div 2800°$ абс.

Продолжительность сгорания зависит от температуры смеси, степени сжатия, наличия остаточных газов в цилиндре, наличия вихревых движений смеси, числа оборотов коленчатого вала, числа и расположения свечей, формы камеры сгорания и состава смеси.

Чем больше температура смеси перед воспламенением, тем больше скорость ее сгорания.

С увеличением степени сжатия скорость сгорания увеличивается, так как увеличивается температура смеси к моменту ее воспламенения.

Присутствие остаточных газов в количестве примерно до 10% от количества свежей смеси почти не отражается на скорости сгорания; дальнейшее увеличение их (при дросселировании) уменьшает скорость сгорания.

Чем больше завихренность смеси, тем быстрее она сгорает и тем больше будет скорость сгорания.

Повышение числа оборотов коленчатого вала увеличивает скорость поступления смеси в цилиндр, что приводит к увеличению интенсивности вихревых движений смеси и, следовательно, к увеличению скорости сгорания.

С увеличением числа свечей сокращается путь, проходимый пламенем, вследствие чего при неизменной скорости распространения пламени уменьшается продолжительность сгорания и возрастает скорость нарастания давления. Однако применение большого количества свечей усложняет конструкцию цилиндра. Кроме того, опытом установлено, что эффективное сгорание в цилиндре вполне обеспечивается двумя свечами.

Поэтому в современных двигателях обычно устанавливают две свечи, расположенные одна против другой. Расположение свечей также влияет на время сгорания: чем меньше будет расстояние между свечой и наиболее удаленным местом камеры сгорания, тем меньше будет продолжительность сгорания смеси.

Форма камеры сгорания также оказывает влияние на время сгорания смеси, так как от нее зависит величина пути, проходимого пламенем, и степень завихренности смеси.

Сильное влияние на скорость сгорания смеси оказывает ее состав. Установлено, что при $\alpha = 0{,}85 \div 0{,}90$ скорость сгорания смеси наибольшая. При изменении состава смеси по сравнению с указанным выше уменьшается скорость ее сгорания. При очень богатых или очень бедных смесях работа двигателя невозможна, так как смесь хотя и воспламеняется от электрической искры, но пламя не в состоянии распространиться по объему камеры сгорания вследствие недостатка кислорода (богатая смесь) или недостатка топлива (бедная смесь). Коэффициенты избытка воздуха, при которых прекращается распространение

пламени по объему смеси, называются пределами воспламеняемости. Для бензиновоздушных смесей пределы воспламеняемости составляют: для богатой смеси $\alpha \approx 0{,}3 \div 0{,}4$, для бедной $\alpha \approx 1{,}3 \div 1{,}5$.

Эти свойства смеси необходимо учитывать при эксплуатации авиационных двигателей. Например, в летнее время, при высокой температуре окружающего воздуха, при запуске только что остановленного (горячего) двигателя нельзя заливать много бензина в цилиндры, так как бензин быстро испаряется и вызывает чрезмерное обогащение смеси, при котором двигатель не может давать вспышек, т. е. не запускается при совершенно исправных системах запуска и зажигания. Наоборот, при низких температурах окружающего воздуха (в зимнее время) необходимо увеличивать заливку бензина в цилиндры перед запуском двигателя, так как при недостаточной заливке вследствие слабой испаряемости бензина при низких температурах смесь будет слишком бедной и двигатель не запустится.

Современные двигатели с нагнетателями работают на богатых смесях ($\alpha = 0{,}65 \div 0{,}95$). Вследствие этого не все тепло, заключенное во введенном в цилиндр топливе, выделяется при сгорании. Например, при сгорании топливовоздушной смеси с $\alpha = 0{,}85$ из тепла, внесенного топливом, может выделиться только около 78% тепла, а 22% тепла не выделится вследствие недостатка кислорода. Кроме того, из могущего выделиться тепла часть, равная примерно 3—5%, также не выделяется при сгорании топливовоздушной смеси вследствие того, что в продуктах сгорания при высоких температурах происходит диссоциация (распадение) молекул CO_2 и H_2O на более простые молекулы CO и O_2 и H_2 и O_2, что связано с поглощением тепла.

Но и выделившееся тепло не все используется на повышение температуры продуктов сгорания. Часть тепла (около $2 \div 4\%$) в процессе сгорания передается стенкам цилиндра и днищу поршня и, таким образом, не используется.

§ 21. ОПЕРЕЖЕНИЕ ЗАЖИГАНИЯ

Опытным путем установлено, что наивыгоднейшие условия для работы двигателя создаются, когда максимальное давление в цилиндре двигателя наступает в такте расширения при положении поршня, соответствующем $10 \div 15°$ поворота коленчатого вала после ВМТ. Чтобы выполнить это условие, необходимо подобрать момент зажигания смеси.

Если воспламенить смесь в момент нахождения поршня в ВМТ, то сгорание ее будет происходить во время такта расширения и закончится значительно позже по углу поворота коленчатого вала. Это приведет к тому, что процесс сгорания будет протекать в большем объеме цилиндра, что увеличит потери тепла в стенки цилиндра; максимальное давление p_z и темпера-

тура T_z газов при этом понизятся, вследствие чего снизится мощность и экономичность двигателя.

Учитывая это обстоятельство, смесь поджигают с опережением, т. е. в конце процесса сжатия, до прихода поршня в ВМТ.

Величина опережения зажигания обычно измеряется в градусах угла поворота коленчатого вала от момента зажигания смеси до момента прихода поршня в ВМТ. Этот угол называется углом опережения зажигания или опережением зажигания.

При слишком раннем опережении зажигания сгорание смеси может закончиться до того, как поршень придет в ВМТ. Это приведет к сильному увеличению давления в цилиндре в такте сжатия и, следовательно, к затрате излишней работы на сжатие смеси и уменьшению мощности двигателя. Поэтому должен быть какой-то наивыгоднейший угол опережения зажигания, при котором поджигание смеси дает наилучшее использование тепла. Такой наивыгоднейший угол опережения зажигания и подбирается на заводе опытным путем. Для авиационных двигателей при работе на номинальном числе оборотов этот угол составляет $20 \div 45°$ до ВМТ.

На величину наивыгоднейшего угла опережения зажигания влияют следующие факторы:

— состав смеси;
— степень сжатия;
— число свечей;
— число оборотов.

Наименьший угол опережения зажигания соответствует коэффициенту избытка воздуха α, равному $0{,}85 \div 0{,}90$, так как смесь такого состава сгорает с максимальной скоростью. При обогащении или обеднении смеси скорость ее сгорания уменьшается, и, следовательно, наивыгоднейший угол опережения зажигания для таких смесей будет соответственно больше.

При увеличении степени сжатия скорость сгорания смеси возрастает, и, следовательно, наивыгоднейший угол опережения зажигания будет соответственно меньше.

При увеличении числа свечей в цилиндре (до двух) путь, проходимый фронтом пламени, будет меньшим, процесс сгорания будет заканчиваться раньше. В этом случае требуется меньший угол опережения зажигания по сравнению с тем, когда зажигание происходит от одной свечи.

При изменении числа оборотов изменяется время, в течение которого происходит сгорание: при увеличении числа оборотов оно уменьшается, а при уменьшении, наоборот, увеличивается. Однако наивыгоднейший угол опережения зажигания при изменении числа оборотов почти не изменяется. Объясняется это тем, что вместе с изменением числа оборотов изменяется степень завихренности смеси, влияющая на скорость сгорания, причем последняя возрастает примерно пропорционально числу оборо-

тов. Поэтому процесс сгорания происходит за один и тот же угол поворота коленчатого вала. Так, например, если предположить, что процесс сгорания при каком-то числе оборотов происходил за 50° поворота коленчатого вала и заканчивался в положении 10° после ВМТ, то при увеличении числа оборотов вдвое соответственно вдвое сократится и время, в течение которого вал повернется на 50°. Так как скорость горения также возрастет примерно вдвое, смесь сгорит за тот же угол поворота и сгорание закончится при том же положении вала, соответствующем 10° после ВМТ.

При работе на малом числе оборотов на задросселированном двигателе (малый газ), а также при запуске двигателя время, в течение которого происходит сгорание смеси, получается очень большим, и чтобы избежать сгорания смеси до прихода поршня в ВМТ, опережение зажигания необходимо уменьшать.

Для изменения момента образования искры в зависимости от числа оборотов двигателя применяются специальные устройства, так называемые механизмы опережения зажигания, которые входят в конструкцию каждого магнето и управляются автоматически или вручную непосредственно из кабины летчика. В последнем случае необходимо помнить, что при запуске и перед остановкой двигателя рычаг опережения должен находиться в заднем крайнем положении, т. е. угол опережения должен быть наименьшим (так называемое позднее зажигание). При переходе на нормальные режимы работы рычаг опережения необходимо перевести в переднее крайнее положение, что соответствует наибольшему (раннему) опережению зажигания.

§ 22. ПРЕЖДЕВРЕМЕННАЯ ВСПЫШКА И ДЕТОНАЦИЯ

Преждевременная вспышка смеси

Преждевременная вспышка происходит вследствие самопроизвольного, слишком раннего воспламенения смеси от какого-либо постороннего источника (накаленных выхлопных клапанов, электродов свечи, нагара и т. п.), а не от электрической искры. При этом процесс сгорания протекает с нормальной скоростью, но смещается по времени и происходит при иных положениях поршня, чем при нормальном процессе.

Преждевременные вспышки возникают чаще всего при ненормальном температурном режиме двигателя, например перегреве головок цилиндров вследствие недостаточного охлаждения и т. д.

По своему характеру преждевременная вспышка имеет сходство со слишком ранним опережением зажигания.

На рис. 15 показано протекание давления в цилиндре при нормальном опережении зажигания и при преждевременной вспышке. При нормальном опережении зажигания (кривая *а*) зажигание смеси производится в точке *3*. При преждевременной

вспышке (то же самое и при чрезмерном опережении зажигания) смесь воспламеняется в точке 3′ (кривая б) и сгорает до прихода поршня в ВМТ, при этом происходит значительное повышение давления, что обусловливает увеличение работы, затрачиваемой на сжатие, и весьма «жесткую» работу двигателя (со стуками). Работа же расширения при этом уменьшается в результате больших потерь тепла в стенки, происходящих из-за продолжительного пребывания в цилиндре газов, имеющих большую температуру.

Рис. 15. Графическое изображение процесса сгорания:
а — нормальный запал; б — преждевременный запал

Детонация

Детонацией называется такое сгорание смеси, которое происходит с очень большой скоростью, достигающей 1500—2000 *м/сек*, что соответствует скорости сгорания взрывчатых веществ.

В отличие от преждевременной вспышки детонация может возникнуть при нормальном температурном режиме двигателя. Если детонирующий двигатель не перегрет, то при выключении зажигания он останавливается. На перегретом двигателе преждевременная вспышка и детонация могут происходить одновременно.

Детонация происходит вследствие того, что при высоких температурах и давлениях в камере сгорания в части смеси, сгорающей в последнюю очередь, до прохождения через нее пламени образуются нестойкие химические соединения углеводородов топлива с кислородом воздуха, так называемые перекиси.

Образование перекисей начинается еще во время такта сжатия, но особенно быстрое накопление их в смеси происходит после воспламенения, когда сгоревшая часть смеси, расширяясь, сжимает несгоревшую часть и повышает ее температуру (рис. 16). В этом случае в несгоревшей части смеси содержание перекисей может достигнуть такой концентрации, при которой произойдет ее самовоспламенение, при этом пламя от места воспламенения будет распространяться со скоростью 1500—2000 *м/сек*, т. е. начнется детонационное сгорание.

При незначительной концентрации перекисей детонация не наблюдается.

Наибольшее влияние на возникновение детонации оказывают следующие факторы:

— повышение давления и температуры смеси в конце такта сжатия;

— состав смеси;

— сорт применяемого бензина.

Рис. 16. Сгорание топливовоздушной смеси

Давление и температура смеси в конце процесса сжатия зависят от давления и температуры всасываемого воздуха и степени сжатия. Поэтому повышение давления и температуры всасываемого воздуха, а также повышение степени сжатия увеличивают склонность смеси к детонации. При большом давлении на впуске и малых числах оборотов двигателя возможность возникновения детонации возрастает. Об этом необходимо помнить при эксплуатации современных двигателей с нагнетателями (последние, как известно, сильно повышают давление и температуру смеси на впуске).

Состав смеси, на котором работает двигатель, сильно влияет на ее склонность к детонации. Обычно богатые смеси ($\alpha = 0{,}6 \div 0{,}7$) значительно менее склонны к детонации, чем более бедные смеси ($\alpha = 0{,}85 \div 0{,}95$).

Авиационные бензины различных марок в зависимости от способа их получения и сорта нефти, из которой они получены, обладают различной стойкостью по отношению к детонации.

Детонационная стойкость топлива оценивается его октановым числом, которое определяют испытанием топлива на специальном двигателе: чем больше октановое число топлива, тем выше его детонационная стойкость.

В современных авиационных двигателях с нагнетателями должны применяться топлива с октановым числом не ниже $93 \div 95$. Авиационные бензины в чистом виде имеют октановое число $60 \div 80$. Применение таких топлив на двигателях большой мощности обязательно вызовет детонацию.

Для повышения детонационной стойкости бензина к нему добавляют специальные присадки — антидетонаторы (подробнее об этом смотри в гл. XII).

В качестве антидетонатора применяется тетраэтиловый свинец в смеси с соединениями хлора и брома. Этот препарат носит название этиловой жидкости (Р-9). Этиловая жидкость добавляется к бензину в количествах, не превышающих 3—4 *см*³ на 1 *кг* топлива.

Для устранения детонации двигателя на форсированных режимах дополнительно применяют впрыск воды или водоспиртовой смеси во впускную систему двигателя. Это мероприятие не только уменьшает возможность возникновения детонации, но и снижает тепловой режим двигателя, что дает возможность повышать давление воздуха на впуске, а следовательно, и мощность двигателя.

Основные признаки детонации следующие:

1. Из выхлопных патрубков двигателя периодически выбрасываются хлопки черного дыма. Чем сильнее детонация, тем чаще хлопки.

2. В цилиндрах двигателя слышен нерегулярный металлический стук (звон), получающийся в результате вибрации стенок цилиндра, вызываемой ударными волнами.

3. Нарушается устойчивая работа двигателя и появляется тряска.

4. Двигатель перегревается, что можно установить по повышению температуры масла, охлаждающей жидкости или головок цилиндров.

Продолжительная работа двигателя с детонацией вызывает повреждение ряда деталей, приводящее иногда к аварии двигателя (прогар и заедание поршней в цилиндрах, пригорание поршневых колец, прогорание электродов свечей, прогорание клапанов, растрескивание заливки вкладышей и подшипников).

Для борьбы с детонацией применяются как профилактические меры, т. е. предотвращающие ее появление, так и меры, направленные на устранение уже возникшей детонации. Профилактические меры заключаются в следующем:

1. Не допускать перегрева двигателя при работе.

2. Правильно (по продолжительности) использовать максимальную мощность (форсаж) двигателя (это имеет особенно большое значение для современных двигателей с нагнетателями).

3. Не допускать работы двигателя с большим давлением на впуске при малых оборотах (чрезмерное затяжеление винта).

4. Применять только рекомендованное для данного двигателя топливо, указанное в формуляре и в инструкции по эксплуатации двигателя.

В случае возникновения детонации в полете для ее прекращения необходимо принять следующие меры:

1. Облегчить режим работы двигателя, установив лопасти винта на малый шаг (в тех случаях, когда это возможно).

2. Понизить температуру двигателя путем более интенсивного охлаждения.

3. Прикрыть дроссельные заслонки карбюратора (убавить газ).

4. Уменьшить опережение зажигания (если управление им механическое).

5. Обогатить состав смеси (если есть ручной корректор состава смеси).

ПРОЦЕСС РАСШИРЕНИЯ

§ 23. НАЗНАЧЕНИЕ ПРОЦЕССА РАСШИРЕНИЯ

Назначение процесса расширения состоит в том, чтобы преобразовать выделяющееся при сгорании топливовоздушной смеси тепло в механическую работу.

Это преобразование тепла в механическую работу происходит в течение всего такта расширения.

За начало процесса расширения условно принимается момент, соответствующий положению поршня в ВМТ. Процесс сгорания практически заканчивается при положении поршня, соответствующем $10 \div 15°$ поворота коленчатого вала после ВМТ. При этом температура и давление газов достигают наибольших значений ($T_z = 2500 - 2600°$ абс., $p_z = 50 \div 80$ *кг/см*^{2}). По мере движения поршня к НМТ температура и давление газов падают.

При существующих размерах цилиндров этим максимальным давлениям соответствует сила в $10\,000 \div 15\,000$ *кг*, действующая на поршень в направлении к НМТ. Под действием силы давления газов поршень, соединенный с шатуном, перемещается к НМТ и приводит во вращение коленчатый вал и воздушный винт.

В конце процесса расширения, заканчивающегося при положении поршня в НМТ, давление газов составляет $4 \div 10$ *кг/см*^{2}, а температура — $1500 \div 1900°$ абс. Уменьшение температуры газов объясняется расходованием тепла на совершение работы передвижения поршня и наличием теплообмена между газами и стенками цилиндров.

Таким образом, только во время такта расширения газы совершают положительную работу, перемещая поршень в направлении действия силы давления газов. Поэтому такт расширения называют, как мы уже говорили, также рабочим ходом двигателя.

Остальные такты (впуск, сжатие, выпуск) являются вспомогательными (подготовительными). Для осуществления их необходимо приложить к коленчатому валу усилие извне (кроме такта впуска в двигателе с нагнетателем). В многоцилиндровых двигателях эти такты совершаются за счет рабочих ходов других цилиндров и инерции вращающихся частей двигателя, а в одноцилиндровом двигателе — только за счет инерции маховика.

§ 24. ГРАФИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА РАСШИРЕНИЯ

На рис. 17 показан график изменения давления и объема газов в цилиндре в процессе расширения — сплошная линия.

Точка z характеризует собой конец видимого процесса сгорания и начало процесса расширения; точка b — окончание процесса расширения; точка 4 — момент открытия выпускного клапана.

Работа L_p, совершаемая газами в такте расширения, графически изображена на рис. 17 заштрихованной площадью.

Рис. 17. Графическое изображение процесса расширения

Точка z, соответствующая максимальному давлению в цилиндре, обычно принимается за конец видимого сгорания смеси. В действительности же в начальной части процесса расширения, после точки z, в смеси продолжают протекать химические процессы, связанные с выделением тепла. Это явление носит название д о г о р а н и я. Догорание смеси объясняется, во-первых, тем, что при высоких температурах продуктов сгорания в точке z процессы окисления углерода и водорода топлива не заканчиваются, а продолжаются в такте расширения по мере снижения температуры газов, и, во-вторых, тем, что имеется некоторая неравномерность соотношения между топливом и воздухом по объему смеси, в результате чего продолжается процесс сгорания

вследствие непрекращающегося перемешивания газов в процессе расширения.

При работе двигателя на бедных смесях ($\alpha \geqslant 1{,}0$) скорость сгорания сильно уменьшается. Это приводит к тому, что при неизменном угле опережения зажигания сгорание смеси заканчивается позднее (точка z смещается вправо). Вследствие этого температура газов в такте расширения и в начале выпуска повышается и двигатель перегревается. При позднем зажигании процесс сгорания смещается на такт расширения, что приводит к увеличению температуры газов в конце расширения и в начале выпуска, к перегреву двигателя и уменьшению развиваемой им мощности вследствие уменьшения работы, совершаемой газами за этот такт. Характер протекания давления в цилиндре при зажигании смеси в ВМТ, т. е. при очень позднем зажигании, показан на рис. 17 штрих-пунктирной кривой.

Следовательно, при эксплуатации двигателя необходимо следить за правильностью установки зажигания и избегать чрезмерного обеднения смеси.

ПРОЦЕСС ВЫПУСКА

§ 25. НАЗНАЧЕНИЕ ПРОЦЕССА ВЫПУСКА

Назначение процесса выпуска состоит в том, чтобы очистить цилиндр от продуктов сгорания и подготовить его для очередного впуска смеси.

Чем меньше продуктов сгорания останется в цилиндре после процесса выпуска, тем больше будет действительный весовой заряд цилиндра и, следовательно, мощность двигателя.

Процесс выпуска начинается с момента открытия клапана выпуска и заканчивается в момент закрытия его.

Наиболее эффективная очистка цилиндра от продуктов сгорания происходит при открытии клапана выпуска в тот момент, когда поршень в такте расширения не дойдет до НМТ на 40—60° по углу поворота коленчатого вала (см. рис. 17). В этом случае к моменту прихода поршня в НМТ значительная часть продуктов сгорания будет удалена из цилиндра через клапан выпуска под действием избыточного давления внутри цилиндра.

При опережении открытия выпускного клапана снижается также давление в цилиндре к концу такта расширения, вследствие чего при движении поршня к ВМТ во время такта выпуска он будет встречать меньшее противодавление газов, что уменьшит затрату мощности двигателя на выталкивание продуктов сгорания.

Клапан выпуска закрывают в тот момент, когда поршень пройдет ВМТ на $15 \div 50°$ по углу поворота коленчатого вала в такте впуска. Такое запаздывание закрытия клапана выпуска диктуется тем, что к приходу поршня в ВМТ в конце такта выпуска скорость уходящих из цилиндра продуктов сгорания

весьма значительна; следовательно, очистка цилиндра благодаря инерции газов может продолжаться и после прихода поршня в ВМТ.

Удалить все продукты сгорания из цилиндра не представляется возможным. Часть продуктов сгорания остается в камере сгорания к началу впуска.

Как мы уже указывали, давление остаточных газов $p_r = (1{,}05 \div 1{,}10)\ p_0$, а температура $T = 1000—1100°$ абс.

Так как клапан выпуска открывается до прихода поршня в НМТ в такте расширения, а закрывается после прихода поршня в ВМТ в такте впуска, то продолжительность процесса выпуска всегда больше 180° поворота коленчатого вала.

Так, например, в двигателе М-11ФР-1 процессу выпуска соответствует угол поворота коленчатого вала 286°, в двигателе ВК-105 — 260°, в двигателе АШ-82 — 284°.

В процессе выпуска вследствие высокой температуры остаточных газов до 50 ÷ 60% тепла, внесенного в двигатель топливом, уносится с отходящими газами. Ввиду этого становится понятным то значение, которое имеет использование энергии этих газов в реактивных патрубках и турбокомпрессорах.

§ 26. ГРАФИЧЕСКОЕ ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА ВЫПУСКА

На рис. 18 схематически показано изменение давления газов в процессе выпуска (сплошная линия *4-b-1-r-5*). Точка *4* соответствует началу процесса выпуска, а точка *5* — его концу. Как и в такте впуска, работа, затраченная на выталкивание продуктов сгорания в такте выпуска, выражается площадью, заключенной между линией выпуска и линией атмосферного давления (заштрихованная площадь на рис. 18).

Рис. 18. Графическое изображение процесса выпуска

§ 27. ПЕРЕКРЫТИЕ КЛАПАНОВ

Клапан впуска открывается до ВМТ в такте выпуска, а клапан выпуска закрывается после ВМТ в такте впуска. Следовательно, в течение некоторого угла поворота коленчатого вала оба клапана остаются открытыми.

Этот период называют перекрытием кла-

панов, а угол, на который повернется коленчатый вал за этот период, — углом перекрытия клапанов. Обозначают этот угол $\beta_п$.

В авиационных двигателях угол перекрытия клапанов лежит в пределах 30—120°.

Перекрытие клапанов больше $40 \div 50°$ обеспечивает возможность продувки камеры сгорания. Продувка дает более полную очистку цилиндра от остаточных газов, что приводит к увеличению весового заряда цилиндров, а следовательно, и мощности, развиваемой двигателем. Повышение мощности за счет продувки составляет до $8 \div 10\%$.

Для двигателей, снабженных карбюраторами, продувка не применяется и угол перекрытия клапанов не делают больше $40 \div 50°$. Объясняется это тем, что при больших значениях угла перекрытия клапанов в таких двигателях происходит выбрасывание топливовоздушной смеси в выпускные трубопроводы, а также сильно увеличивается опасность вспышки смеси во всасывающей системе при запуске и работе двигателя на малых оборотах.

В двигателях с перекрытием клапанов $\beta_п > 40 \div 50°$ применяют впрыск топлива в цилиндр в такте впуска после закрытия клапана выпуска. Продувка цилиндра в этом случае осуществляется чистым воздухом до впрыска топлива.

§ 28. ОТВОД ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ИЗ ЦИЛИНДРОВ ДВИГАТЕЛЯ

Процесс выпуска сопровождается шумом, который вызывается тем, что отработавшие газы вытекают из цилиндра со скоростью звука. Этот шум утомляет экипаж и пассажиров. Кроме того, отработавшие газы при выходе из цилиндров имеют высокую температуру ($1000 \div 1100°$ абс.), что создает пожарную опасность. Попадающие в кабину самолета отработавшие газы отравляют воздух. С целью устранения пожарной опасности и вредного влияния отработавших газов на организм лиц экипажа, а также некоторого уменьшения шума, производимого выхлопом, на авиадвигателях устанавливают выпускные патрубки и коллекторы.

Различие между патрубками и коллекторами заключается в том, что патрубки изготовляются отдельно для каждого цилиндра, тогда как выпускной коллектор представляет собой группу патрубков, приваренных к одной общей трубе (рис. 19, *а, б*).

Наряду с обычными выпускными патрубками и коллекторами применяются также реактивные патрубки и реактивные коллекторы (рис. 19, *в*). Выходные сечения в таких патрубках и коллекторах делают меньшего размера, вследствие чего скорость истечения газов из них увеличивается и создается реактивная сила R, направленная в сторону полета. При установке реактивных патрубков или коллекторов увеличивается противодавление на выпуске двигателя и мощность его несколько уменьшается.

Однако увеличение мощности за счет реактивной силы больше, чем потеря мощности двигателя. Прирост мощности за счет реактивной силы тем больше, чем больше скорость полета.

§ 29. ДИАГРАММА ГАЗОРАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Моменты открытия и закрытия клапанов, их перекрытие, продолжительность отдельных процессов и наивыгоднейший момент опережения зажигания принято представлять или в форме диаграммы, называемой диаграммой газораспределения, или в табличной форме.

Назначение диаграммы или таблицы газораспределения состоит в том, чтобы облегчить регулировку газораспределения двигателя как в заводских, так и в полевых условиях.

Рис. 19. Выход отработавших газов из двигателя:

а — выхлопной патрубок; *б* — выхлопной коллектор; *в* — реактивный коллектор с охлаждением патрубков, состоящий из выхлопного коллектора *1*, входа воздуха *2* в охлаждающий кожух *3* и реактивных патрубков *4*

На рис. 20 приведен образец диаграммы газораспределения, а в табл. 4 — данные по газораспределению нескольких авиадвигателей.

Рис. 20. Диаграмма газораспределения двигателя:

1 — момент открытия клапана впуска; *2* — момент закрытия клапана впуска; *3* — момент образования искры в цилиндре; *3'* — конец роста давления; *4* — момент открытия клапана выпуска; *5* — момент закрытия клапана выпуска. *1—2* — продолжительность процесса впуска; *2—3* — продолжительность процесса сжатия; *3—3'* — продолжительность процесса сгорания; *3'—4* — продолжительность процесса расширения; *4—5* — продолжительность процесса выпуска; угол α^{o} — угол опережения зажигания; угол $\beta_п$ — угол перекрытия клапана

Таблица 4

Таблица газораспределения авиадвигателей

(в градусах поворота коленчатого вала)

Наименование	Типы авиадвигателей			
	М-11ФР-1	АШ-21	ВК-105	АШ-82
Начало открытия клапана впуска, до ВМТ	35	20	10	20
Конец закрытия клапана впуска, после НМТ	65	63	60	63
Продолжительность процесса впуска	280	263	250	263
Начало выпуска, до НМТ	72	50	60	74
Конец выпуска, после ВМТ	34	33	20	30
Продолжительность процесса выпуска	286	263	260	284
Перекрытие клапанов	69	40	30	50
Угол опережения зажигания, до ВМТ	35	25	43	20

§ 30. МЕХАНИЗМ ГАЗОРАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Своевременное открытие и закрытие клапанов обеспечивается механизмом газораспределения.

В рядных двигателях механизм газораспределения состоит из кулачкового валика, расположенного над головками цилиндров и приводимого во вращение от коленчатого вала. Так как двигатели четырехтактные, то число оборотов кулачкового валика должно быть вдвое меньше числа оборотов коленчатого вала. Кулачки валика открывают клапан, непосредственно нажимая на тарелку клапана (рис. 21, *а*) или посредством специального коромысла, вращающегося на отдельной оси (рис. 21, *б*).

Рис. 21. Схема механизмов газораспределения (двигатель жидкостного охлаждения):

а — открытие клапана посредством кулачка; *б* — открытие клапана посредством коромысла

В двигателях воздушного охлаждения вместо кулачкового валика применяется кулачковая шайба *1* (рис. 22), приводимая во вращение от коленчатого вала. Число оборотов кулачковой шайбы зависит от числа кулачков, числа цилиндров и направления ее вращения. Движение к клапану передается при помощи толкателя *2*, тяги *3* и коромысла *4*.

Клапаны прижимаются к седлу пружинами. Открытие клапана происходит при набегании кулачка на тарелку клапана (в двигателях водяного охлаждения) или на ролик толкателя (в двигателях воздушного охлаждения), при этом натяжение пружин преодолевается. Закрытие клапана происходит при

Рис. 22. Схема механизма газораспределения (двигатель воздушного охлаждения):

1 — кулачковая шайба; 2 — толкатель; 3 — тяга; 4 — коромысло

сбегании кулачка с тарелки или с ролика клапана усилием сжатых пружин.

Между клапаном и роликом коромысла (в двигателях воздушного охлаждения) и клапанной тарелкой и тыльной частью кулачка (в двигателях водяного охлаждения) должен быть зазор.

Это является непременным условием правильной работы механизма газораспределения. При отсутствии зазора невозможно обеспечить надежную посадку клапана на седло, а также невозможно установить моменты открытия и закрытия клапанов, т. е. произвести проверку и регулировку газораспределения. Изменяя величину зазора, можно изменять моменты открытия и закрытия клапанов, т. е. регулировать газораспределение двигателя. При уменьшении зазора клапан открывается раньше, закрывается позже, при увеличении зазора, наоборот, клапан открывается позже и закрывается раньше.

Вследствие неизбежной неточности в изготовлении и сборке механизма газораспределения моменты открытия и закрытия клапанов у разных цилиндров не совпадают. Путем регулировки величины зазора эти расхождения могут быть уменьшены.

Величина зазора зависит от конструкции газораспределительного механизма. Величина зазоров, измеренных на холодном двигателе, указывается заводом-изготовителем в формуляре и описании двигателя. Необходимо иметь в виду, что регулировка газораспределения производится на холодном двигателе и что при нагревании его во время работы величина зазоров изменяется. Так, например, у двигателей водяного охлаждения при нагревании шток клапана удлиняется, что приводит к уменьшению зазора. Ввиду этого величина зазора в холодном состоянии должна быть достаточно большой для того, чтобы обеспечить наличие зазора на горячем двигателе (у холодного двигателя ВК-105 зазор равен 2 *мм*).

Для двигателей воздушного охлаждения зазор при нагревании не уменьшается, а увеличивается вследствие того, что при нагревании цилиндров вместе с ними перемещается кверху ось вращения клапанных коромысел *4* (см. рис. 22). Величина зазоров на холодном звездообразном двигателе должна быть в этом случае возможно малой (0,1 ÷ 0,5 *мм*).

Неправильная регулировка зазоров вредно отражается как на наполнении двигателя, так и на работе механизма газораспределения. Так, моменты открытия клапана и посадки его на седло могут сопровождаться сильными ударами, разрушающе действующими на механизм газораспределения.

§ 31. ИНДИКАТОРНАЯ ДИАГРАММА ДВИГАТЕЛЯ

Индикаторной диаграммой двигателя называется замкнутая кривая, построенная в координатах pV и показывающая изменения давления и объема газов в цилиндре двигателя в течение одного цикла.

Рис. 23. Индикаторные диаграммы двигателя:

а — двигатель без нагнетателя; *б* — двигатель с нагнетателем

Индикаторная диаграмма снимается с работающего двигателя при помощи специального прибора-индикатора. Кроме того, с достаточной степенью точности индикаторную диаграмму можно построить, выполнив тепловой расчет двигателя.

Индикаторная диаграмма дает возможность определить мощность, получаемую от газов в цилиндре, а также дает точное представление о правильности газораспределения и моменте воспламенения смеси, о сгорании смеси, сжатии, расширении, о влиянии впускной и выпускной систем на работу двигателя. На рис. 23 схематически представлены индикаторные диаграммы двигателя без нагнетателя (*а*) и с нагнетателем (*б*). Цифрами обозначены:

1 — момент открытия клапана впуска;

2 — момент закрытия клапана впуска;

3 — момент образования искры в цилиндре;

4 — момент открытия клапана выпуска;

5 — момент закрытия клапана выпуска.

Линии на схеме соответствуют:

— линия *1-r-5-a-2* изменению объема и давления в цилиндре в течение процесса впуска;

— линия *2-3* — изменению объема и давления в течение процесса сжатия;

— линия *3-c-z* — изменению объема и давления в течение процесса сгорания;

— линия *z-4* — изменению объема и давления в процессе расширения;

— линия *4-b-1-r-5* — изменению объема и давления в цилиндре в течение процесса выпуска.

Различие между индикаторной диаграммой двигателя без нагнетателя и индикаторной диаграммой двигателя с нагнетателем состоит в том, что во втором случае давление в цилиндре в процессе впуска выше атмосферного и выше давления в цилиндре во время выпуска. Поэтому линия *r-5-a* на диаграмме (рис. 23, *б*) расположена выше линии выпуска *b-1-r*.

У двигателя с небольшим наддувом процесс выпуска протекает практически так же, как и у двигателя без нагнетателя, поэтому линии, характеризующие изменение давления в процессе выпуска, совпадают.

§ 32. ИНДИКАТОРНАЯ РАБОТА

В теории авиадвигателей принято рассматривать отдельно работу, совершаемую газами, за такты впуска и выпуска и за такты сжатия и расширения.

Работа, совершенная газами за такты впуска и выпуска (см. § 15 и 26), носит название насосной работы. Величина этой работы зависит от сопротивлений на впуске и выпуске, а ее знак от того соотношения, которое существует между давлением на

впуске двигателя и давлением на выпуске, т. е. от того, имеет ли двигатель нагнетатель или нет.

На рис. 24 и 25 даны диаграммы насосных ходов, перенесенные с рис. 23, *а* и *б*. Рис. 24 соответствует работе двигателя без нагнетателя (со впуском из атмосферы), а рис. 25 — работе двигателя с нагнетателем (с наддувом). Заштрихованные площади этих диаграмм представляют собой (в масштабе) работу насосных ходов. Сравнивая между собой эти диаграммы, мы видим, что работа насосных ходов в обоих случаях получается различной.

В двигателе без нагнетателя (рис. 24) избыточное (против атмосферного) давление газов на поршень направлено в течение тактов впуска и выпуска против его движения (направление дви-

Рис. 24. График работы насосных ходов двигателя без нагнетателя

жения поршня показано на рисунках стрелками). Поэтому для перемещения поршня необходимо затрачивать работу, подводя ее к валу двигателя извне (например, от других цилиндров). Насосная работа в этом случае будет отрицательной.

В двигателе с нагнетателем (рис. 25) работа, затрачиваемая на выпуск, точно так же остается отрицательной. Что касается работы впуска, то так как давление в цилиндре больше давления

Рис. 25. График работы насосных ходов двигателя с нагнетателем

окружающей среды за счет наддува ($p_a > p_0$), избыточное давление на поршень будет направлено в сторону движения поршня и работа впуска будет положительной, т. е. газы в цилиндре будут передавать некоторую работу поршню. В результате работа насосных ходов будет положительной, т. е. газы в цилиндре за такты впуска и выпуска передадут поршню некоторую работу, величине которой соответствует на рис. 25 заштрихованная площадь.

В теории авиадвигателей принято относить работу насосных ходов к механическим потерям двигателя. Это делается потому, что практически механические потери (потери на трение) чаще всего определяют путем прокрутки прогретого двигателя от электромотора. При таком способе испытания в мощность, затрачиваемую на прокрутку, естественно, включается и мощность, затрачиваемая на впуск и выпуск воздуха из двигателя, т. е. мощность насосных ходов.

Очевидно, что при положительной работе насосных ходов механические потери двигателя должны соответственно уменьшиться.

Величине абсолютной работы, затрачиваемой на сжатие, соответствует (см. рис. 23) площадь a'-a-c-c', а работы, получаемой при расширении, — площадь c'-c-z-b-a'.

Разность между величиной работы расширения и работы сжатия представляет собой полезную работу, совершаемую газами за такты сжатия и расширения. Эта работа передается от газов поршню и далее через кривошипно - шатунный механизм коленчатому валу двигателя.

Рис. 26. Графическое определение среднего индикаторного давления

Работа, полученная от газов за такты сжатия и расширения, называется индикаторной работой цикла и обозначается L_i. Величине этой работы на рис. 23, *а* и *б* соответствуют заштрихованные площади c-z-b-a-c. Как видно из рис. 23, величина индикаторной работы для двигателя с наддувом больше, чем для двигателя со впуском из атмосферы. Это объясняется увеличением при наддуве весового заряда цилиндра.

Индикаторная диаграмма, построенная для тактов сжатия и расширения, обычно называется диаграммой действительного цикла. Такая диаграмма приведена на рис. 26.

§ 33. СРЕДНЕЕ ИНДИКАТОРНОЕ ДАВЛЕНИЕ

Среднее индикаторное давление представляет собой такое условное постоянное давление на единицу площади поршня, которое, действуя в течение хода расширения, совершает работу,

равную работе газов за ходы сжатия и расширения действительного цикла (т. е. равную индикаторной работе).

Обозначим через P_i среднее индикаторное давление в *кг/м²*; F — площадь поршня в *м²*; S — ход поршня в *м*.

Тогда полная сила от давления газов, действующая на поршень, будет равна произведению среднего индикаторного давления на площадь поршня, т. е. P_iF.

Индикаторная работа L_i, совершенная газами при перемещении поршня от верхней мертвой точки до нижней мертвой точки, будет равна произведению постоянной силы, действующей на поршень, на путь, равный ходу поршня S, т. е.

$$L_i = P_iFS.$$

Произведение площади поршня на его ход равно рабочему объему цилиндра $FS = V_h$. Следовательно,

$$L_i = P_iV_h. \qquad (47)$$

Величина среднего индикаторного давления может быть выражена геометрически как высота прямоугольника, равновеликого по площади индикаторной диаграмме и имеющего основание, равное рабочему объему V_h.

На рис. 26 площадь индикаторной диаграммы *aczba* представляет собой работу, переданную газами поршню за такты сжатия и расширения, а равный ей по площади прямоугольник с основанием V_h имеет высоту P_i, выражающую в соответствующем масштабе среднее индикаторное давление.

§ 34. ИНДИКАТОРНАЯ МОЩНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

Мощность, передаваемая газами поршню за такты сжатия и расширения, называется индикаторной мощностью. Обозначается она N_i. Так как мощность представляет собой работу, совершенную в единицу времени (1 секунду), то для того чтобы подсчитать мощность, следует умножить индикаторную работу за один цикл L_i на число циклов в одну секунду.

У четырехтактного двигателя рабочий цикл завершается за два оборота коленчатого вала, и, следовательно, если двигатель делает n оборотов в минуту, то число циклов в секунду будет равно $\frac{n}{2 \cdot 60}$. Отсюда мощность, развиваемая в одном цилиндре, будет равна $\frac{L_in}{2 \cdot 60}$.

Для получения индикаторной мощности всего двигателя следует умножить мощность, развиваемую в одном цилиндре, на число i цилиндров:

$$N_i = \frac{L_iin}{2 \cdot 60} \text{ кгм/сек},$$

или, выражая мощность в лошадиных силах:

$$N_i = \frac{L_i in}{2 \cdot 60 \cdot 75} = \frac{L_i in}{9000} \text{ л. с.}$$

Индикаторная работа одного цилиндра, как мы уже установили, равна

$$L_i = P_i V_h \text{ кгм.}$$

Обычно среднее индикаторное давление выражается в *кг/см²*, а рабочий объем цилиндра в литрах. Так как

$$P_i \text{ (кг/м}^2) = 10\,000\ p_i \text{ (кг/см}^2)$$

и

$$V_h \text{ (м}^3) = \frac{V_h \text{ (л)}}{1000},$$

то, подставляя в предыдущее выражение давление в *кг/см²* и рабочий объем в *л*, получим

$$L_i = 10\,000 p_i \frac{V_h}{1000} = 10\, p_i V_h \text{ кгм.}$$

Подставляя это значение L_i в формулу для N_i, получим

$$N_i = \frac{L_i in}{9000} = \frac{10 p\, V_h in}{9000},$$

или окончательно

$$N_i = \frac{p\, V_h in}{900} \text{ л. с.} \qquad (48)$$

Пример. Определить индикаторную мощность N_i двигателя, если $p_i = 15$ *кг/см²*, $V_h = 3$ *л*, $i = 14$, $n = 2400$ *об/мин.*

$$N_i = \frac{p_i V_h in}{900} = \frac{15 \cdot 3 \cdot 14 \cdot 2400}{900} = 1680 \text{ л. с.}$$

§ 35. ИНДИКАТОРНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА, ИНДИКАТОРНЫЙ К. П. Д. И ТЕПЛОВОЙ БАЛАНС ДВИГАТЕЛЯ

Расход топлива в час называется часовым расходом топлива (C_h *кг/час*). Чем меньше часовой расход топлива у двигателя данной мощности, тем экономичнее работает двигатель. Чтобы сравнивать между собой экономичность двигателей разной мощности, определяют количество топлива, расходуемого двигателем на единицу мощности, т. е. на одну лошадиную силу. Количество топлива, расходуемого двигателем на одну лошадиную силу в час (*кг/л. с. ч.* или *г/л. с. ч.*), называется удельным расходом топлива. Удельный расход топлива, отнесенный к индикаторной мощности, называется индикаторным удельным расходом топлива или, сокращенно,

индикаторным расходом и обозначается C_i. Таким образом, если двигатель имеет часовой расход топлива C_h и развивает индикаторную мощность N_i *л. с.*, то его индикаторный удельный расход топлива будет равен

$$C_i = \frac{C_h}{N_i} \text{ кг/л. с. ч.} \tag{49}$$

Величина индикаторного удельного расхода топлива для авиационных двигателей лежит примерно в пределах 0,170 ÷ 0,210 *кг/л. с. ч.* Из всего тепла, внесенного в двигатель с топливом, только часть превращается в индикаторную работу. Чем бо́льшая доля внесенного тепла обращается в работу, тем выше экономичность двигателя.

Степень использования тепла, внесенного в двигатель топливом, для получения индикаторной работы определяется по индикаторному к. п. д.

Индикаторным к. п. д. двигателя называется отношение тепла, обращенного в индикаторную работу, к теплу, внесенному в двигатель топливом.

Индикаторный к. п. д. обозначается η_i и выражается в процентах или долях.

Таким образом, если в двигатель было внесено тепло Q *ккал* и за счет этого тепла получена индикаторная работа L_i *кгм*, то его индикаторный к. п. д. будет равен

$$\eta_i = \frac{AL_i}{Q} 100\%, \tag{50}$$

где $A = {}^1/_{427}$ *ккал/кгм* — термический эквивалент работы.

Индикаторный к. п. д. η_i можно выразить через индикаторный удельный расход топлива C_i и рабочую теплотворность топлива H_u.

Действительно, количество тепла, внесенного топливом в двигатель на 1 *л. с.* в течение часа, равняется

$$Q = C_i H_u \text{ ккал/час.}$$

Работа же одной лошадиной силы в течение часа составит

$$AL_i = \frac{75 \cdot 3600}{427} = 632 \text{ ккал/час.}$$

Подставляя полученные значения в уравнение (50), получим

$$\eta_i = \frac{AL_i}{Q} = \frac{632}{H_u C_i}. \tag{51}$$

Из уравнения (51) определяем C_i:

$$C_i = \frac{632}{H_u \eta_i} \text{ кг/л. с. ч.} \tag{52}$$

Если мы определили при испытании двигателя его индикаторную мощность N_i, часовой расход топлива C_h и удельный индикаторный расход топлива C_i и знаем теплотворность топлива H_u, то из уравнения (51) можем найти индикаторный к. п. д. η_i двигателя и, следовательно, установить степень использования тепла, внесенного в двигатель топливом. Уравнением (52) пользуются в тех случаях, когда по величине индикаторного к. п. д., найденной из расчета, требуется оценить величину индикаторного удельного расхода топлива.

Из уравнений (51) и (52) видно, что индикаторный к. п. д. η_i и индикаторный удельный расход топлива C_i обратно пропорциональны друг другу, т. е. чем больше η_i, тем меньше C_i и наоборот. Второй вывод, который мы можем сделать из уравнения (52), заключается в том, что если индикаторный к. п. д. двигателя не меняется, то при работе на разных топливах индикаторный удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально его теплотворности H_u. Так, например, при переводе двигателя с работы на бензине ($H_u = 10\,500$ *ккал/кг*) на бензол ($H_u = 9600$ *ккал/кг*) или на этиловый спирт ($H_u = 6700$ *ккал/кг*) удельный расход топлива возрастет соответственно в $\sim 1{,}10$ и $\sim 1{,}57$ раза.

Индикаторный к. п. д. является величиной, определяющей собой основное свойство рабочего процесса двигателя — степень использования тепла, внесенного топливом. Поэтому необходимо несколько подробнее рассмотреть, какой может быть величина η_i, а также от чего зависит η_i.

Прежде всего отметим, что индикаторный к. п. д. практически не зависит от рода топлива, на котором работает двигатель. Объясняется это тем, что какова бы ни была теплотворность топлива, количество тепла, выделяющегося при сгорании 1 *кг* смеси, практически одинаково для всех топлив (см. стр. 54—55). Поэтому на каком бы топливе ни работал двигатель, если коэффициент избытка воздуха α остается постоянным, то постоянными остаются давления и температуры цикла, а следовательно, и получаемая работа и индикаторный к. п. д.

Рис. 27. График зависимости η_i от ε ($\alpha = 1$)

Основными величинами, от которых зависит индикаторный к. п. д., являются степень сжатия ε двигателя и коэффициент избытка воздуха α. С увеличением степени сжатия двигателя возрастает как работа, затрачиваемая на сжатие, так и работа, по-

лучаемая от расширения газов. При этом работа расширения возрастает на бо́льшую величину. Поэтому индикаторная работа L_i, представляющая собой разность работ расширения и сжатия, с увеличением степени сжатия увеличивается.

На основании опытных данных величина индикаторного к. п. д. для авиационных двигателей с диаметром цилиндра 140 ÷ 160 *мм* при работе на теоретическом составе смеси ($\alpha = 1{,}0$) может быть подсчитана по формуле

$$\eta_{i_{\alpha=1,0}} = 1 - \frac{1}{\varepsilon^{0,23}}. \qquad (53)$$

Значения η_i, подсчитанные по формуле (53), представлены на графике (рис. 27). Из графика видно, что с увеличением степени сжатия индикаторный к. п. д. сначала возрастает очень резко, а затем рост его постепенно замедляется. Так, например, при увеличении степени сжатия на две единицы, от 3,0 до 5,0, η_i возрастает от 0,220 до 0,300, т. е. примерно на 38%, а при дальнейшем увеличении на две единицы, от 5,0 до 7,0, увеличивается от 0,300 до 0,360, т. е. всего на 20%.

Для авиационных двигателей, степень сжатия которых лежит в пределах $\varepsilon = 5{,}0 \div 7{,}5$, индикаторный к. п. д. при $\alpha = 1{,}0$ изменяется в пределах $\eta_i \approx 0{,}30 \div 0{,}37$. Это значит, что в этих двигателях при теоретическом составе смеси ($\alpha = 1{,}0$) в индикаторную работу может быть обращено от 30 до 37% от тепла, внесенного топливом.

Второй величиной, влияющей на индикаторный к. п. д. η_i, является коэффициент избытка воздуха α, на котором работает двигатель. Если обогащать смесь, на которой работает двигатель, т. е. увеличивать количество топлива, поступающего в двигатель, то соответственно будет увеличиваться и количество вносимого им тепла. Вместе с тем поступающее в двигатель топливо ввиду недостатка воздуха не сможет сгорать полностью и часть заключенной в нем химической энергии не перейдет в тепло и останется неиспользованной. Неполнота сгорания топлива, вызванная недостатком воздуха, называется химической неполнотой сгорания. По мере обогащения смеси химическая неполнота сгорания топлива увеличивается, при этом общее количество выделившегося тепла уменьшается незначительно вследствие общего увеличения количества топлива.

Благодаря этому, а также вследствие того, что с обогащением смеси увеличивается скорость сгорания, индикаторная работа L_i почти не изменяется. Таким образом, мы видим, что по мере обогащения смеси, с одной стороны, непрерывно увеличивается количество тепла, внесенного в двигатель топливом, и, с другой, почти не меняется величина развиваемой двигателем индикаторной работы. Отсюда следует [см. формулу (50)], что индикаторный к. п. д. η_i с обогащением смеси должен уменьшаться.

При обеднении смеси индикаторный к. п. д. сначала несколько возрастает. Однако уже при значениях $\alpha = 1{,}05 \div 1{,}15$ он достигает наибольшего значения и затем резко падает. Объясняется это тем, что при дальнейшем обеднении смеси резко снижается скорость ее сгорания, что приводит сначала к уменьшению индикаторной работы, а затем к пропускам в зажигании и неустойчивой работе двигателя.

Зависимость индикаторного к. п. д. η_i от коэффициента избытка воздуха для всех двигателей легкого топлива с принудительным зажиганием практически одинакова и на основании опытных данных может быть представлена графиком, приведенным на рис. 28, дающим процентное изменение η_i в зависимости от α. На рис. 28 по оси абсцисс отложен коэффициент избытка воздуха α, а по оси ординат величина η_i в процентах от ее величины при $\alpha = 1{,}0$.

На этом же графике пунктирной линией показано процентное изменение среднего индикаторного давления двигателя p_i в зависимости от коэффициента избытка воздуха. Точно так же будет изменяться и индикаторная мощность, развиваемая двигателем при постоянном числе оборотов.

Пример. Найти индикаторный к. п. д. η_i и индикаторный удельный расход топлива C_i для авиационного двигателя, имеющего степень сжатия $\varepsilon = 6{,}0$ и работающего с коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 0{,}85$. Теплотворность топлива $H_u = 10\,600 \frac{ккал}{кг\ топл.}$

1. По уравнению (53) или из графика рис. 27 находим величину индикаторного к. п. д. η_i при $\alpha = 1{,}0$:

$$\eta_{i_{\alpha=1,0}} = 1 - \frac{1}{\varepsilon^{0,23}} = 1 - \frac{1}{6{,}0^{0,23}} = 0{,}336.$$

2. Определяем уменьшение η_i при обогащении смеси до $\alpha = 0{,}85$. Из рис. 28 видно, что η_i при $\alpha = 0{,}85$ составляет 87,5% от η_i при $\alpha = 1{,}0$. Отсюда получим, что η_i при $\alpha = 0{,}85$ будет равен

$$\eta_{i_{\alpha=0,85}} = 0{,}336\,\frac{87{,}5}{100} = 0{,}294.$$

3. По уравнению (52) находим индикаторный удельный расход топлива:

$$C_i = \frac{632}{H_u \eta_i} = \frac{632}{10600 \cdot 0{,}294} = 0{,}203\ кг/л.\,с.\,ч.$$

4. Из рис. 28 (пунктирная линия) видим, также, что мощность двигателя при $\alpha = 0{,}85$ будет больше, чем мощность, развиваемая им при $\alpha = 1{,}0$, примерно на 2,5%.

Как мы уже указывали, из всего тепла, внесенного топливом в двигатель, только часть обращается в индикаторную работу.

Рис. 28. Процентное изменение η_i и p_i в зависимости от α

Часть тепла не выделяется из топлива вследствие неполноты сгорания, часть отдается стенкам цилиндра, а часть уносится в атмосферу с отработавшими газами. Распределение тепла, внесенного топливом, на индикаторную работу и по отдельным потерям принято называть индикаторным тепловым балансом двигателя. Если принять, что тепло, внесенное топливом, составляет 100%, то распределение тепла для двигателя со степенью сжатия $\varepsilon = 6{,}0$ будет примерно следующим:

23 ÷ 33% тепла обращается в индикаторную работу;

38 ÷ 7% тепла теряется вследствие неполноты сгорания;

6 ÷ 10% тепла отдается стенкам цилиндра;

33 ÷ 50% тепла уносится с отработавшими газами.

Распределение тепла сильно зависит от коэффициента избытка воздуха α и степени сжатия ε. В приведенном выше примере первые цифры соответствуют $\alpha \approx 0{,}7$, а вторые $\alpha = 1{,}0$. Как видно, при обеднении смеси резко увеличивается доля тепла, обращенного в индикаторную работу и уносимого в атмосферу, и соответственно снижаются потери тепла за счет неполноты сгорания. При увеличении степени сжатия ε индикаторная работа увеличивается, а количество тепла, уносимого с отработавшими газами, соответственно уменьшается. В приведенном выше примере при увеличении степени сжатия от $\varepsilon = 6{,}0$ до $\varepsilon = 7{,}0$ и коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1{,}0$ тепло, обращенное в индикаторную работу, увеличится от 33 до 36% (см. рис. 27), а тепло, унесенное с отработавшими газами, снизится соответственно с 50 до 47%.

§ 36. ВЫРАЖЕНИЕ ИНДИКАТОРНОЙ МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ЧЕРЕЗ РАСХОД ВОЗДУХА

Выведениая в § 34 формула (48) для индикаторной мощности

$$N_i = \frac{p_i V_h i n}{900} \text{ л. с.}$$

показывает, что N_i прямо пропорциональна произведению среднего индикаторного давления на произведение $iV_h n$.

Среднее индикаторное давление p_i представляет собой работу, совершенную газами за цикл, отнесенную к единице рабочего объема цилиндра. Эта работа, очевидно, будет тем больше, чем больше тепла внесено в единицу объема цилиндра и чем бо́льшая доля этого тепла превращена в механическую работу.

Количество тепла, внесенного топливом в единицу объема цилиндра при данном коэффициенте избытка воздуха α, пропорционально количеству воздуха, поступившему в единицу объема, т. е. весовому заряду единицы объема, а доля внесенного тепла, обращенная в механическую работу, будет, очевидно, пропорциональна индикаторному к.п.д. η_i.

Произведение $iV_h n$ представляет собой объем, описанный поршнями двигателя в единицу времени.

Из сказанного следует, что индикаторная мощность, развиваемая двигателем, прямо пропорциональна произведению индикаторного к. п. д. η_i на весовой заряд единицы объема и на объем, описанный поршнями в единицу времени. Произведение двух последних величин (веса единицы объема и объема, описанного в единицу времени), очевидно, пропорционально весовому расходу воздуха через двигатель в единицу времени. Поэтому мы окончательно приходим к выводу, **что индикаторная мощность, развиваемая двигателем (при данном α), прямо пропорциональна его индикаторному коэффициенту полезного действия η_i и весовому расходу воздуха в единицу времени.**

Связь между индикаторной мощностью двигателя и его индикаторным к. п. д. и расходом воздуха, с учетом влияния коэффициента избытка воздуха α (состава смеси), может быть выражена уравнением. Это уравнение, впервые предложенное академиком Б. С. Стечкиным, имеет большое значение в теории авиационных двигателей, так как позволяет установить характер влияния отдельных величин на индикаторную мощность. Выведем это уравнение.

Часовой расход воздуха $G_в$ через двигатель может быть выражен формулой

$$G_в = C_h \alpha L_0 \text{ кг/час}, \tag{54}$$

где C_h — часовой расход топлива в *кг/час;*

αL_0 — количество воздуха, приходящегося в смеси на 1 *кг* топлива, в $\frac{\text{кг возд.}}{\text{кг топл.}}$.

Часовой расход топлива C_h, согласно предыдущему [см. формулу (49)], равен произведению индикаторной мощности N_i на индикаторный удельный расход топлива C_i. Написав это равенство и помня, что $C_i = \frac{632}{H_u \eta_i}$, получим

$$C_h = N_i C_i = N_i \frac{632}{H_u \eta_i}. \tag{55}$$

Подставляя это значение C_h в уравнение (54), получаем

$$G_в = N_i \frac{632}{H_u \eta_i} \alpha L_0. \qquad (54')$$

Решая последнее уравнение относительно N_i, получаем окончательно

$$N_i = \frac{1}{632} \frac{H_u}{L_0} \frac{\eta_i}{\alpha} G_в \text{ л. с.} \qquad (56)$$

Выше была дана формула (42) для расхода воздуха

$$G_в = 30 i V_h n \eta_v \gamma_k.$$

Подставляя эту величину в уравнение (56), получим второе выражение для индикаторной мощности, включающее в себя число и размеры цилиндров, число оборотов двигателя, а также коэффициент наполнения и плотность воздуха на впуске:

$$N_i = \frac{30}{632} \frac{H_u}{L_0} \frac{\eta_i}{\alpha} \eta_v \gamma_k i V_h n. \qquad (56')$$

Рассматривая выведенные формулы (56) и (56′), мы можем установить, какие величины не влияют и какие величины влияют на мощность двигателя.

1. **Отношение** $\frac{H_u}{L_0}$. Это отношение представляет собой количество тепла, внесенного топливом на 1 *кг* теоретически необходимого для сгорания воздуха. Оно, как указывалось выше, практически постоянно для всех топлив и составляет

$$\frac{H_u}{L_0} = 700 - 710 \frac{\text{ккал}}{\text{кг возд.}},$$

следовательно, мощность, развиваемая двигателем, не зависит от рода топлива.

2. **Отношение** $\frac{\eta_i}{\alpha}$. Индикаторный к. п. д. η_i зависит от степени сжатия двигателя ε и коэффициента избытка воздуха α. При постоянном α увеличение степени сжатия вызывает увеличение индикаторного к. п. д., величина которого может быть подсчитана (для $\alpha = 1{,}0$) по формуле (53) или по графику (см. рис. 27). Увеличение же индикаторного к. п. д. приводит в свою очередь к увеличению индикаторной мощности, развиваемой двигателем. Это увеличение, однако, не столь значительно. Так, например, при повышении степени сжатия от 5,0 до 7,0 индикаторный к. п. д. увеличивается от 0,300 до 0,360, т. е. всего примерно на 20%.

При уменьшении коэффициента избытка воздуха индикаторный к. п. д. (см. рис. 28) резко уменьшается. Это уменьшение η_i сказывается на соответствующем увеличении расхода топ-

лива C_i. Мощность же, развиваемая двигателем, зависит не от η_i, а от отношения $\frac{\eta_i}{\alpha}$.

При обогащении смеси (от $\alpha = 1{,}0$) величина отношения $\frac{\eta_i}{\alpha}$ сначала несколько возрастает, а затем начинает уменьшаться. Закон изменения отношения $\frac{\eta_i}{\alpha}$ в зависимости от α одинаков для всех двигателей легкого топлива с принудительным зажиганием и одинаков с законом изменения среднего индикаторного давления, представленным на рис. 28 пунктирной линией. Как видно из рис. 28, наибольшее значение p_i, а следовательно, и $\frac{\eta_i}{\alpha}$ получается при $\alpha \approx 0{,}85$. При изменении α в рабочих пределах от 0,6 до 1,1 изменение p_i, а следовательно, и $\frac{\eta_i}{\alpha}$ не превосходит $6 \div 8\%$. Физический смысл такого характера зависимости p_i и $\frac{\eta_i}{\alpha}$ от коэффициента избытка воздуха был рассмотрен нами выше.

Из сказанного следует, что изменение в широких пределах состава смеси, на которой работает двигатель, практически не влияет на его мощность, а изменение степени сжатия позволяет изменять мощность данного двигателя всего на $15 \div 20\%$.

3. **Расход воздуха $G_в$.** Расход воздуха через двигатель в единицу времени является основной величиной, от которой зависит развиваемая им мощность. Из формулы (42) для расхода воздуха видно, что увеличение расхода воздуха может быть достигнуто различными путями. Один путь состоит в увеличении объема, описываемого поршнями в единицу времени, за счет увеличения числа цилиндров i, их размера V_h и числа оборотов n.

Увеличение числа и размера цилиндров ограничивается конструктивными трудностями и приводит вместе с тем к увеличению габаритов и веса двигателя. Увеличение числа оборотов также ограничено вследствие сильного возрастания с числом оборотов потерь на трение, нагрузок от сил инерции и износов в двигателе. Второй путь заключается в увеличении плотности воздуха γ_k на впуске двигателя, за счет установки нагнетателя. Этот путь является наиболее эффективным, позволяя без особых трудностей увеличивать в 2—3 раза количество воздуха, поступающего в двигатель, с данным числом и размерами цилиндров при данном числе оборотов и тем самым в 2—3 раза увеличивать его мощность.

ГЛАВА IV

ОСНОВЫ МЕХАНИКИ ДВИГАТЕЛЯ

§ 37. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ В КРИВОШИПНО-ШАТУННОМ МЕХАНИЗМЕ

Во время работы двигателя в кривошипно-шатунном механизме действуют силы веса движущихся частей, трения, давления газов и инерции движущихся частей.

Вес частей кривошипно-шатунного механизма имеет постоянные величину и направление. Определяя силы, действующие в кривошипно-шатунном механизме, весом его частей пренебрегают ввиду его незначительной величины. Так, например, вес поршня обычно не превышает 2—3 *кг*, тогда как максимальная сила давления газов на поршень может быть больше 10 000 *кг*.

Силы трения возникают в сочленениях, где происходит относительное перемещение деталей. Примером могут служить силы трения, возникающие при движении поршня в цилиндре, при вращении коленчатого вала в подшипниках и т. п.

Величина сил трения по сравнению с силами давления газов незначительна, поэтому ими также пренебрегают.

Основными силами, действующими в кривошипно-шатунном механизме и оказывающими влияние на усилия в нем, являются силы давления газов и силы инерции движущихся частей кривошипно-шатунного механизма.

§ 38. СИЛЫ ДАВЛЕНИЯ ГАЗОВ

Рассматривая процессы, происходящие в двигателе при его работе, мы установили, что цилиндр двигателя всегда заполнен газами: топливовоздушной смесью или продуктами сгорания.

Как известно из физики, давление газов всегда направлено перпендикулярно к поверхности тела и по закону Паскаля передается во все стороны равномерно. Следовательно, давление газов, заключенных в цилиндре, будет направлено перпендикулярно к стенкам цилиндра, днищу поршня и головке цилиндра (рис. 29).

Силы давления газов, действующие на стенки цилиндра, растягивают цилиндр в радиальных направлениях и не передаются на кривошипно-шатунный механизм.

Сила, действующая на поршень, складывается из давления газов внутри цилиндра и атмосферного давления, действующего на поршень со стороны картера. Равнодействующую силу от давления газов на поршень обозначим $P_г$.

Очевидно, что сила $P_г$ будет направлена по оси цилиндра. Так как точку приложения силы, действующей на твердое тело, можно переносить вдоль линии действия силы, то можно считать, что сила $P_г$ приложена к поршню в точке пересечения оси поршневого пальца с осью цилиндра.

Величина силы давления газов на поршень определяется по формуле

$$P_г = (p - p_0)\ F_п\ кг, \quad (57)$$

Рис. 29. Силы давления газов, действующие в цилиндре

где p — абсолютное давление газа в цилиндре в $кг/см^2$;

p_0 — атмосферное давление на поршень со стороны картера, равное на уровне моря 1,00 $кг/см^2$;

$F_п = \frac{\pi D^2}{4}$ — площадь поршня в $см^2$;

D — диаметр цилиндра в $см$.

Чтобы определить величину силы $P_г$ при данном положении кривошипа, необходимо по индикаторной диаграмме определить давление p газов в цилиндре, соответствующее этому положению, и подставить найденную величину в формулу (57).

Пример. Определить силу давления газов при рабочем ходе двигателя АШ-82ФН, если диаметр цилиндра $D = 155{,}5$ *мм*, а давление газов в цилиндре $p = 60$ $кг/см^2$.

Определяем площадь поршня:

$$F_п = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{3{,}14 \cdot 15{,}55^2}{4} = 188{,}7\ см^2.$$

Определяем силу $P_г$:

$$P_г = (p - p_0)\ F_п = (60 - 1)\ 188{,}7 = 11\ 127\ кг.$$

Так как давление газов в цилиндре в течение цикла изменяется в зависимости от такта и положения поршня, то и величина $P_г$ будет переменной.

В такте впуска сила $P_г$ будет направлена от ВМТ к НМТ, если давление в цилиндре p_a больше атмосферного давления

в картере p_0. Если $p_a < p_0$, то сила $P_г$ будет направлена от НМТ к ВМТ.

Так как поршень в такте впуска движется от ВМТ к НМТ, то в первом случае ($p_a > p_0$) сила $P_г$ будет способствовать движению поршня, а во втором ($p_a < p_0$) — противодействовать этому движению.

В такте сжатия давление газов в цилиндре больше атмосферного, поэтому сила $P_г$ будет направлена от ВМТ к НМТ и, следовательно, будет противодействовать движению поршня.

В такте расширения сила $P_г$ направлена от ВМТ к НМТ. В этом такте она перемещает поршень и при помощи шатуна и кривошипа вращает коленчатый вал, совершая полезную работу.

Рис. 30. Изменение силы давления газов $P_г$ в цилиндре за цикл

В такте выпуска давление газов в цилиндре больше атмосферного давления в картере, поэтому сила $P_г$ направлена от ВМТ к НМТ, т. е. против движения поршня.

Таким образом, сила $P_г$ совершает полезную работу, перемещая поршень и вращая коленчатый вал, только в тактах расширения и впуска (если $p_a > p_0$). В остальных тактах она оказывает сопротивление движению поршня, которое необходимо преодолеть.

Подсчитав силу давления газов $P_г$ на поршень при различных положениях коленчатого вала в течение всего цикла, можно построить график, показывающий изменение силы $P_г$ в зависимости от угла поворота коленчатого вала (рис. 30).

Максимальной величины сила $P_г$ достигает при положении поршня 10 ÷ 15° после ВМТ в такте расширения, когда давление газов в цилиндре имеет максимальную величину.

Равнодействующую силу от давления газов и внешнего атмосферного давления, действующую на головку цилиндра в направлении оси, обозначим $P'_г$ (см. рис. 29).

Сила $P'_г$ по величине равна силе $P_г$ и направлена в противоположную сторону. Сила $P'_г$ растягивает цилиндр в направлении его оси.

§ 39. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ В КРИВОШИПНО-ШАТУННОМ МЕХАНИЗМЕ, ВЫЗВАННЫХ ДАВЛЕНИЕМ ГАЗОВ

На рис. 31 дана схема одноцилиндрового двигателя, установленного на опорах.

Сила $P_г$, приложенная к поршню, через поршневой палец передается на верхнюю головку шатуна (точка A). Так как шатун находится под некоторым углом к направлению силы $P_г$, то очевидно, что эта сила будет передаваться не только на шатун, но и на стенку цилиндра.

Рис. 31. Разложение силы $P_г$, действующей в цилиндре двигателя

Для определения сил, действующих на шатун и на стенку цилиндра, разложим силу $P_г$ на две составляющие: одну K, направленную по оси шатуна, и другую N — перпендикулярную оси цилиндра.

В зависимости от направления силы $P_г$ сила K сжимает или растягивает шатун, при этом она прижимает подшипник нижней головки шатуна к шатунной шейке коленчатого вала, создавая между ними трение и вызывая износ шейки и подшипника. По своей величине сила K немного больше силы $P_г$ и достигает максимального значения при положении поршня $10 \div 15°$ по углу поворота коленчатого вала после ВМТ в такте расширения. В ВМТ и НМТ сила $K = P_г$.

Сила N, действующая перпендикулярно оси цилиндра, называется силой **нормального** или **бокового давления**.

Сила N приложена к середине оси поршневого пальца. Она прижимает поршень то к левой, то к правой стороне цилиндра, вызывая трение и износ боковой поверхности поршня и стенок цилиндра. Величина и направление силы N зависят от величины

и направления силы $P_г$, положения кривошипа и отношения длины шатуна к радиусу кривошипа $\left(\frac{L}{R}\right)$. В ВМТ и НМТ сила N равна нулю. Так как сила N изменяется по величине и направлению, то износ стенок цилиндров получается неравномерным (овальность и конусность). Отсюда следует, что сила N должна быть по возможности небольшой; последнее достигается увеличением длины шатуна или уменьшением радиуса кривошипа. Однако чрезмерное увеличение длины шатуна нежелательно, так как при этом увеличиваются габариты двигателя. Обычно отношение $\frac{L}{R} = 3{,}3 \div 4{,}0$.

Сила K, приложенная к верхней головке шатуна, передается по шатуну к шейке коленчатого вала (точка B). Перенесем силу K по оси шатуна в центр шатунной шейки и разложим ее на две составляющие: одну Z, направленную по радиусу кривошипа, и другую T, направленную перпендикулярно к радиусу кривошипа. Сила Z, действующая по радиусу кривошипа, называется радиальной.

В ВМТ и НМТ сила Z равна силе $P_г$, а при положении кривошипа, составляющем с осью шатуна 90°, сила $Z = 0$.

Сила Z периодически то сжимает, то растягивает щеки кривошипа и вызывает изгиб коленчатого вала то в одну, то в другую сторону.

Сила T, действующая перпендикулярно к радиусу кривошипа, называется тангенциальной или окружным усилием.

В ВМТ и НМТ сила T равна нулю, а при положении кривошипа, составляющем с осью шатуна 90°, сила $T = K$.

Сила T, направленная по вращению вала, считается положительной, а противоположно вращению — отрицательной.

Тангенциальная сила T создает момент относительно оси вращения коленчатого вала, который называется крутящим моментом двигателя. Величина крутящего момента подсчитывается по формуле

$$M_{кр} = TR \text{ кгм},$$

где T — тангенциальная сила в *кг*;

R — радиус кривошипа в *м*.

Так как сила T в течение рабочего цикла изменяется по величине и направлению, то и крутящий момент $M_{кр}$ будет изменять свою величину и направление.

Определим действие силы K на опоры коленчатого вала. Для этого приложим в точке O две противоположно направленные силы K' и K, равные по величине и параллельные силе K, действующей на шейку кривошипа в точке B. Сила K, приложенная в точке B, и сила K', приложенная в точке O, образуют пару сил (K, K'), вращающую коленчатый вал, а сила K, приложенная

в точке O, передается на опоры коленчатого вала, вызывая трение и износ коренных шеек и подшипников коленчатого вала двигателя.

Разложим силу K, действующую через опоры коренных подшипников на картер двигателя (точка O), на две составляющие: по оси цилиндра $P''_г$ и перпендикулярно оси N'. Сила $P''_г$ будет равна и противоположна силе $P'_г$, действующей на головку цилиндра, а сила N' — равна и противоположна силе N.

Из вышеизложенного можно сделать следующие выводы:

1. Сила давления газов $P'_г$, действующая на головку цилиндра, уравновешивается силой $P''_г$, приложенной к картеру. Эти силы вызывают растяжение цилиндра и картера в направлении оси цилиндра и на опоры двигателя не передаются.

2. Сила бокового давления N, действующая на стенку цилиндра, вместе с силой N', приложенной к картеру, создают пару сил с моментом, равным произведению силы N на плечо l, т. е. Nl. Этот момент, называемый моментом реакции, воспринимается опорами двигателя.

3. Сила T создает крутящий момент TR, приложенный к коленчатому валу двигателя.

Рис. 32. Разложение силы давления газов $P_г$ в каждом из четырех тактов цикла

В течение цикла сила $P_г$ изменяется с изменением положения кривошипа. Вследствие этого изменяются и силы N, K, Z и T. На рис. 32 показано разложение силы $P_г$ в каждом из четырех тактов рабочего цикла при определенных положениях кривошипа в двигателе с впуском из атмосферы.

§ 40. КРУТЯЩИЙ И РЕАКТИВНЫЙ МОМЕНТЫ

Крутящий момент $M_{кр} = TR$, приложенный к коленчатому валу, и реактивный момент $M_р = Nl$, приложенный к цилиндру и картеру, всегда равны между собой по величине и противоположны по направлению, т. е. $M_{кр} = -M_р$.

В самом деле, составляющая Z силы K (см. рис. 31) проходит через ось вращения вала и момента не дает, следовательно, момент силы T является моментом силы K, передаваемой от поршня через шатун к кривошипу. Если поршень действует на шатун с силой K, то по третьему закону Ньютона шатун будет действовать на поршень с такой же силой K', направленной в противоположную сторону.

Вследствие равенства сил K и K' и совпадения линий их действия моменты этих сил относительно оси вала равны и противоположны.

Разложим силу K' на силу, направленную вдоль оси цилиндра, и силу, перпендикулярную к ней. Тогда вертикальная составляющая равна силе $P'_г$, а горизонтальная — силе N бокового давления. Направление силы $P'_г$ проходит через ось вала, поэтому она не может создать относительно этой оси момента.

Следовательно, момент силы K' относительно оси вала создается силой N и равен Nl. Из равенства величин моментов сил K и K' следует равенство величин моментов крутящего $M_{кр}$ и реактивного $M_р$.

Зная, что крутящий и реактивный моменты равны между собой, рассмотрим их действие в такте расширения.

Если бы не было трения, то весь крутящий момент $M_{кр}$ двигателя передавался бы воздушному винту, вызывая его вращение, но при наличии трения часть крутящего момента уравновешивается моментами от сил трения в двигателе и вследствие этого момент, передаваемый винту, уменьшается.

Реактивный момент $M_р$ стремится опрокинуть двигатель в сторону, противоположную вращению винта, и воспринимается опорами двигателя, вызывая в них силы реакции y.

Так как моменты от сил трения стремятся повернуть двигатель в сторону вращения, то очевидно, что их наличие вызовет уменьшение реактивного момента $M_р$ на ту же величину. Поэтому момент, передаваемый на опоры двигателя, всегда будет равен моменту, передаваемому винту.

§ 41. РАВНОМЕРНОСТЬ ВРАЩЕНИЯ КОЛЕНЧАТОГО ВАЛА ДВИГАТЕЛЯ

Из механики известно, что необходимым условием равномерного вращения тела является равновесие моментов сил, действующих на тело. Так как на вращающийся коленчатый вал действуют противоположные по направлению крутящий момент двигателя и внешний момент сопротивления (от воздушного винта), то, следовательно, для равномерного вращения вала необходимо равенство этих моментов.

При неравенстве крутящего момента и внешнего момента сопротивления происходит изменение угловой скорости вращения коленчатого вала.

Если крутящий момент двигателя больше внешнего момента сопротивления, то угловая скорость вращения коленчатого вала будет увеличиваться, т. е. его число оборотов в минуту будет возрастать. Наоборот, если крутящий момент двигателя меньше внешнего момента сопротивления, угловая скорость вала будет уменьшаться.

Крутящий момент одноцилиндрового двигателя в течение цикла изменяется как по величине, так и по направлению. Внешний момент сопротивления при постоянных оборотах коленчатого вала считают постоянным. Следовательно, изменение крутящего момента двигателя вызовет неравномерное вращение вала в течение цикла. Заметим, что, вращаясь неравномерно на протяжении цикла, коленчатый вал за достаточно большие равные промежутки времени (например, в секунду или минуту) будет совершать равное число оборотов.

На значительной части цикла крутящий момент одноцилиндрового двигателя направлен против вращения коленчатого вала. Чтобы коленчатый вал мог вращаться с достаточной равномерностью, для одноцилиндрового двигателя необходим маховик, насаженный на вал двигателя.

В такте расширения маховик, имеющий значительные массу и размеры, увеличивает свою угловую скорость вместе с коленчатым валом и, следовательно, накапливает в себе кинетическую энергию (которой обладает всякое движущееся тело). В тактах впуска, сжатия и выпуска маховик отдает кинетическую энергию, чем и обеспечивается возможность работы одноцилиндрового двигателя.

Таким образом, применение специального маховика является одним из способов повышения равномерности крутящего момента двигателя. Воздушный винт авиационных двигателей, кроме основного своего назначения, выполняет также функции маховика.

Равномерность крутящего момента двигателя увеличивается при увеличении числа цилиндров, работающих на один коленчатый вал. В этом случае вращение коленчатого вала при отрицательных крутящих моментах в одних цилиндрах происходит за счет рабочих ходов в других цилиндрах и инерции вращающихся частей. При этом наибольшая равномерность крутящего момента обеспечивается чередованием вспышек в цилиндрах через равные углы поворота коленчатого вала.

В двигателе с числом цилиндров i угол поворота коленчатого вала между двумя соседними вспышками (при равных интервалах между ними) будет, очевидно, равен

$$\alpha = \frac{720^\circ}{i}.$$

В соответствии с этим угол поворота коленчатого вала между очередными вспышками будет равен:

— для пятицилиндрового двигателя (например, М-11)

$$\alpha = \frac{720^\circ}{5} = 144^\circ;$$

— для двенадцатицилиндрового двигателя (например, ВК-105)

$$\alpha = \frac{720^\circ}{12} = 60^\circ;$$

— для четырнадцатицилиндрового двигателя (например, АШ-82)

$$\alpha = \frac{720^\circ}{14} = 51^\circ 26'.$$

Чем больше число цилиндров двигателя, тем меньше угол α и тем выше равномерность крутящего момента и вращения коленчатого вала.

На рис. 33 показаны графики изменения крутящего момента для одноцилиндрового и шестицилиндрового двигателей [1].

Рис. 33. Изменение крутящего момента двигателя в течение рабочего цикла:

а — в одноцилиндровом двигателе; *б* — в шестицилиндровом двигателе

Достаточная равномерность вращения коленчатого вала внешне характеризуется устойчивой работой двигателя. Ухудшение равномерности вращения вала вызывает тряску двигателя.

Следует иметь в виду, что при работе многоцилиндрового двигателя равномерность (плавность) его хода в значительной степени зависит от того, насколько одинаково работают отдельные цилиндры. Неодинаковая работа отдельных цилиндров может быть вызвана следующими причинами:

1. Неисправностью системы зажигания — отказ в работе свечей отдельных цилиндров.

[1] Кривые на графиках даны с учетом влияния на крутящий момент сил инерции (см. ниже) (*примеч. редактора*).

2. Неисправностью впускной системы — нарушение регулировки фаз газораспределения в отдельных цилиндрах, различное открытие дроссельных заслонок карбюраторов, питающих отдельные группы цилиндров.

3. Неоднородностью состава смеси в отдельных цилиндрах.

4. Детонацией двигателя.

Для того чтобы коленчатый вал мог вращаться с постоянным числом оборотов, необходимо, чтобы средняя величина крутящего момента двигателя равнялась моменту сопротивления винта.

Изменение числа оборотов коленчатого вала двигателя может быть достигнуто двумя путями:

1) изменением крутящего момента двигателя;

2) изменением момента внешнего сопротивления.

Изменение крутящего момента двигателя достигается открытием или прикрытием дроссельной заслонки, т. е. дросселированием двигателя. Изменение положения дроссельной заслонки вызывает изменение весового заряда цилиндра и, как результат этого, силы давления газов на поршень $P_г$, а отсюда — тангенциальной силы T и, следовательно, крутящего момента: $M_{кр} = TR$.

При открытии дроссельной заслонки число оборотов вала будет увеличиваться до тех пор, пока возрастающий момент сопротивления вращению винта не уравновесит увеличившийся крутящий момент двигателя. Равенство этих моментов и обеспечит установившееся новое число оборотов вала в минуту.

Следует иметь в виду, что в поршневом двигателе открытие или закрытие дроссельной заслонки сопровождается значительным изменением величины крутящего момента. Это обеспечивает хорошую приемистость двигателя, т. е. быстрый переход его с одних оборотов на другие.

Изменение момента сопротивления винта происходит при изменении числа оборотов, изменении угла атаки лопастей винта при повороте их на другой установочный угол, а также при изменении скорости полета и плотности окружающего воздуха.

§ 42. ДВИЖЕНИЕ ЧАСТЕЙ КРИВОШИПНО-ШАТУННОГО МЕХАНИЗМА

Рассмотрим движение частей кривошипно-шатунного механизма при условии, что коленчатый вал вращается с постоянной угловой скоростью, т. е. с постоянным числом оборотов.

Поршень вместе с верхней головкой шатуна совершает прямолинейное возвратно-поступательное движение вдоль оси цилиндра. Кривошип равномерно вращается с угловой скоростью $\omega = \frac{\pi n}{30}$. Шатун совершает сложное движение: верхняя головка его перемещается вдоль оси цилиндра вместе с поршнем, а нижняя вращается вместе с шатунной шейкой по окружности.

В ВМТ и НМТ скорость поршня равна нулю.

При движении поршня от ВМТ до НМТ скорость его сначала увеличивается от нуля (в ВМТ) до максимальной величины, а затем уменьшается от максимальной величины до нуля в момент прихода в НМТ. Максимальную скорость поршень имеет в тот момент, когда кривошип составляет с осью цилиндра угол $\alpha \approx 75^\circ$ (считая от ВМТ). Для современных двигателей эта скорость составляет $20 \div 30$ *м/сек*.

Изменение скорости движения поршня вдоль оси цилиндра при постоянной скорости вращения коленчатого вала объясняется принципом работы кривошипно-шатунного механизма. Из рис. 34 видно, что при повороте колена вала из положения OA' (соответствующего ВМТ) на угол α, в положение OB' и далее на угол β, равный углу α, в положение OC', пути $A'B''$ и $B''C''$, пройденные нижней головкой шатуна в направлении оси цилиндра, не равны друг другу. Время же поворота коленчатого вала на угол α и угол β вследствие равенства этих углов будет одинаковым. Так как отрезок пути $B''C''$ больше $A'B''$, то отсюда следует, что и скорость движения нижней головки шатуна в направлении оси цилиндра на первом участке $A'B''$ будет меньше, чем на втором $B''C''$. Из рис. 34 видно, что перемещения поршня вдоль оси цилиндра при повороте коленчатого вала сначала на угол α и далее на угол β также не равны друг другу и, следовательно, скорость движения поршня также будет изменяться. Сравнивая между собой отрезки AB и $A'B''$ и отрезки BC и $B''C''$, мы видим, что первые (AB и BC) соответственно больше вторых ($A'B''$ и $B''C''$). Это объясняется тем, что поршень перемещается вдоль оси цилиндра не только за счет перемещения вдоль этой оси нижней головки шатуна, но и дополнительно за счет бокового отклонения самого шатуна. Поэтому до тех пор, пока угол γ отклонения шатуна от оси цилиндра будет возрастать, скорость движения поршня будет больше скорости движения нижней головки шатуна вдоль оси цилиндра. При дальнейшем вращении вала угол γ отклонения шатуна начнет уменьшаться, и с этого момента скорость движения поршня вдоль оси цилиндра станет меньше скорости перемещения нижней головки шатуна вдоль этой оси.

Рис. 34. Движение частей кривошипно-шатунного механизма

На рис. 35 показано изменение скорости и направления ускорения поршня за один оборот коленчатого вала. На участке пути AB скорость поршня увеличивается от нуля до максимальной величины и, следовательно, его ускорение $j_п$ направлено в ту же

сторону, что и скорость, т. е. к НМТ. На участке BC скорость поршня уменьшается от максимальной величины до нуля; в этом случае ускорения $j_п$ поршня направлено в сторону, противоположную движению поршня, т. е. к ВМТ.

На участке пути $C'B'$ скорость поршня увеличивается от нуля до максимальной величины и ускорение $j_п$ направлено к ВМТ, а на участке $B'A'$ скорость поршня уменьшается от максимальной величины до нуля и ускорение $j_п$ направлено к НМТ.

Рис. 35. Условное изображение скоростей и направлений ускорения поршня

Изменение скорости и ускорения поршня в зависимости от угла поворота коленчатого вала показано на рис. 36. Положительными считаются скорость и ускорение, направленные к НМТ. Как видно из графика, ускорение поршня достигает максимальной величины в ВМТ и обращается в нуль при повороте кривошипа на угол $\alpha \approx 75°$, считая от ВМТ.

Рис. 36. Изменение скорости и ускорения поршня за один оборот коленчатого вала

При равномерном вращении коленчатого вала центр шатунной шейки движется с центростремительным ускорением:

$$j_ц = R\omega^2 \ м/сек^2, \qquad (58)$$

где R — радиус кривошипа в *м*;

ω — угловая скорость вращения коленчатого вала в *1/сек*.

Величина центростремительного ускорения шатунной шейки очень большая, так, например, для двигателя АШ-82ФН ($n = 2400$ *об/мин*, $R = 77{,}5$ *мм*) она составляет

$$j_ц = R\omega^2 = R\left(\frac{\pi n}{30}\right)^2 = 0{,}0775\left(\frac{3{,}14 \cdot 2400}{30}\right)^2 \approx 4880 \ м/сек^2.$$

Большие значения имеют и ускорения поршня при его возвратно-поступательном движении. Это объясняется тем, что изме-

нение скорости происходит за очень короткие промежутки времени.

В самом деле, если двигатель делает 2400 *об/мин*, т. е. 40 *об/сек*, то один оборот кривошипа совершается за $^1/_{40}$ сек., а один ход поршня — за $^1/_{80}$ сек., т. е. за 0,0125 сек. Поэтому если скорость поршня в течение поворота кривошипа на 75°, т. е. приблизительно за 0,005 сек., изменилась от нуля до 20 *м/сек*, то, очевидно, среднее изменение скорости в одну секунду, т. е. ускорение поршня, будет равно

$$\frac{20-0}{0,005}=\frac{20}{0,005}=4000 \text{ м/сек}^2.$$

§ 43. СИЛЫ ИНЕРЦИИ ДВИЖУЩИХСЯ ЧАСТЕЙ КРИВОШИПНО-ШАТУННОГО МЕХАНИЗМА

Движение масс поршня, шатуна и кривошипа с ускорениями приводит к возникновению сил инерции P_j.

Условимся называть силы инерции, возникающие при возвратно-поступательном движении поршня, силами инерции поступательно движущихся масс и обозначим их $P_{j_п}$.

К поступательно движущимся массам относят массу поршня с поршневым пальцем и кольцами, а также массу части шатуна ($^1/_4 \div {}^1/_7$ массы главного шатуна и около ½ массы прицепного).

Сила инерции поступательно движущихся масс равна произведению их массы на ускорение поршня и направлена в сторону, противоположную ускорению:

$$P_{j_п}=-m_п j_п \text{ кг}, \tag{59}$$

где $m_п=\frac{G_п}{g}$ — масса поступательно движущихся частей в $\frac{\text{кгсек}^2}{\text{м}}$;

$G_п$ — вес поступательно движущихся частей в *кг*;

$j_п$ — ускорение поршня в *м/сек*^{2}.

Пример. Определить силу инерции поступательно движущихся масс в двигателе, если вес поршня равен 2,3 *кг*, вес главного шатуна 6 *кг*, а ускорение поршня равно 3000 *м/сек*^{2}.

1. Определяем массу поступательно движущихся частей, относя $^1/_4$ веса шатуна к поступательно движущимся массам:

$$m_п=\frac{2,3+\frac{1}{4}\cdot 6}{9,81}=0,387\ \frac{\text{кгсек}^2}{\text{м}}.$$

2. Определяем силу инерции поступательно движущихся масс:

$$P_{j_п}=-m_п j_п=-0,387\cdot 3000\approx -1161 \text{ кг}.$$

Знак минус показывает, что сила инерции направлена в сторону, противоположную направлению ускорения.

Так как ускорение поршня изменяется по величине и направлению, то и сила инерции поступательно движущихся масс

также переменна по величине и направлению. Максимальной величины сила инерции поступательно движущихся масс достигает при положении поршня в ВМТ. Она равна нулю при положении кривошипа, соответствующем углу поворота $\alpha \approx 75°$, считая от ВМТ.

Силы инерции вращающихся масс, возникающие при равномерном вращении кривошипа, направлены противоположно центростремительному ускорению, т. е. по радиусу кривошипа от оси вращения, и называются центробежными силами инерции или силами инерции вращающихся масс.

К вращающимся массам относят часть массы главного шатуна (от $^3/_4$ до $^6/_7$ его массы), часть массы прицепных шатунов (около $^1/_2$ их массы), а также массу колена и шатунной шейки вала.

Силы инерции вращающихся масс обозначаются $P_{j_{вр}}$ и определяются по формуле

$$P_{j_{вр}} = -m_{вр} j_ц \text{ кг}, \tag{60}$$

где $m_{вр} = \frac{G_{вр}}{g}$ — масса вращающихся частей в $\frac{кгсек^2}{м}$;

$G_{вр}$ — вес вращающихся частей в *кг*;

$j_ц$ — центростремительное ускорение в *м/сек*^{2}.

Пример. Определить силу инерции вращающихся масс в двигателе при $n = 2400$ *об/мин*, $R = 77{,}5$ *мм*, $G_{вр} = 8$ *кг*.

1. Определяем угловую скорость коленчатого вала:

$$\omega = \frac{\pi n}{30} = \frac{3{,}14 \cdot 2400}{30} = 251{,}2 \text{ 1/сек}.$$

2. Определяем силу инерции вращающихся масс:

$$P_{j_{вр}} = -\frac{G_{вр}}{g} R\omega^2 = -\frac{8}{9{,}81} \cdot 0{,}0775 \cdot 251{,}2^2 = -4000 \text{ кг}.$$

Знак минус показывает, что сила инерции направлена в сторону, противоположную направлению ускорения.

Так как при равномерном вращении центростремительное ускорение постоянно по величине и направлено по радиусу кривошипа к центру тела, то и центробежная сила инерции вращающихся масс будет также постоянна по величине и направлена по радиусу кривошипа от центра вала. При вращении кривошипа центробежная сила инерции будет вращаться вместе с валом, оставаясь все время направленной по радиусу кривошипа от центра вала.

§ 44. ВЛИЯНИЕ СИЛ ИНЕРЦИИ НА РАБОТУ ДВИГАТЕЛЯ

Силы инерции поступательно движущихся масс

В § 39 мы установили, что действующие в направлении оси цилиндра силы, приложенные к головке цилиндра и к картеру, взаимно уравновешены и на опоры двигателя не передаются.

При движении поршня от ВМТ к НМТ на участке AB (см. рис. 35) возникает ускорение, направленное к НМТ. В результате этого ускорения появится сила инерции поступательно движущихся масс. Эта сила инерции направлена к ВМТ и через шатун и кривошип передается на верхнюю половину картера, нагружая опоры двигателя в направлении своего действия.

На участке BC движение поршня замедляется, при этом его ускорение будет направлено к ВМТ. Возникающая в результате

Рис. 37. Изменение силы давления газов и силы инерции поступательно движущихся масс в зависимости от угла поворота коленчатого вала в течение цикла

этого ускорения сила инерции поступательно движущихся масс направлена к НМТ и передается через шатун и кривошипы на нижнюю половину картера, нагружая опоры двигателя в направлении своего действия.

Рассуждая точно так же, можно показать, что на участке $C'B'$ сила инерции будет нагружать опоры в направлении от ВМТ к НМТ, а на участке $B'A'$ — в направлении от НМТ к ВМТ.

Переменная по величине и направлению сила инерции поступательно движущихся масс не уравновешивается внутри двигателя, а передается через коренные шейки и картер на опоры двигателя, вызывая его колебания на установке.

На рис. 37 показано изменение силы давления газов $P_г$ и силы инерции поступательно движущихся масс $P_{j_п}$ в зависимости от угла поворота коленчатого вала в течение цикла. Сила

инерции считается положительной, если она направлена от ВМТ к НМТ.

На кривошипно-шатунный механизм передается, очевидно, равнодействующая от сил давления газов и сил инерции поступательно движущихся масс. Эта равнодействующая (P_c) представлена на рис. 37 пунктирной линией. Характер изменения суммарной силы P_c по углу поворота коленчатого вала значи-

Рис. 38. Крутящий момент, создаваемый силой инерции поступательно движущихся масс

тельно отличается от характера изменения силы давления газов.

Как видно, на некоторых участках пути поршня направление сил $P_г$ и $P_{jп}$ совпадает, а на других участках — противоположно. В случае совпадения направлений сил $P_г$ и $P_{jп}$ суммарная сила P_c равна сумме этих сил; в случае противоположного направления их суммарная сила P_c равна разности этих сил.

Из графика видно, что сила инерции поступательно движущихся масс $P_{jп}$ заметно снижает нагрузку на поршень и детали кривошипно-шатунного механизма в начале такта расширения, когда сила давления газов $P_г$ достигает максимальной величины, а также заметно изменяет величину, а иногда и направление сил, передаваемых от поршня шатуну в течение всего цикла. Вследствие этого изменяются величина и характер протекания бокового давления N поршня на стенки, а также силы в

сочленениях шатуна с поршнем и кривошипом и в коренных опорах. Все это вызывает изменение сил трения.

Изменяется также и характер протекания окружного усилия, а следовательно, и крутящего момента. На рис. 38 показано изменение крутящего момента в зависимости от угла поворота коленчатого вала и влияние на него сил инерции. Кривая *1* представляет собой крутящий момент, получаемый только от давления газов в цилиндре, а кривая *2* — тот же момент с учетом воздействия сил инерции поступательно движущихся масс. Из графика видно, что силы инерции значительно изменяют характер протекания крутящего момента за цикл двигателя, делая его более плавным. Вместе с тем величина среднего крутящего момента $M_{кр}$, т. е. работа, передаваемая газами коленчатому валу за рабочий цикл двигателя, остается неизменной.

Таким образом, силы инерции поступательно движущихся масс вызывают колебания двигателя на опорах, а также влияют на характер изменения крутящего момента и на трение в движущихся частях кривошипно-шатунного механизма.

Силы инерции вращающихся масс

При равномерном вращении коленчатого вала сила инерции вращающихся масс постоянна по величине и направлена от центра по радиусу кривошипа. Она выражается, как мы уже показывали, формулой

$$P_{j_{вр}} = -m_{вр} j_{ц} \text{ кг.}$$

Действуя на кривошип, силы инерции вращающихся масс передаются через картер на опоры двигателя, нагружая их постоянной по величине силой, направленной по радиусу кривошипа, что вызывает колебания установки двигателя.

§ 45. УРАВНОВЕШИВАНИЕ СИЛ ИНЕРЦИИ КРИВОШИПНО-ШАТУННОГО МЕХАНИЗМА

Уравновесить двигатель — это значит создать такие условия, при которых переменные по величине и направлению силы инерции будут уравновешиваться внутри двигателя и не будут передаваться на его опоры. Уравновешивание сил инерции достигается двумя путями:

1) соответствующим выбором формы коленчатого вала и расположения цилиндров;

2) применением дополнительных движущихся частей — противовесов.

Оба эти мероприятия приводят к тому, что силы инерции, возникающие на одной части коленчатого вала, уравновешиваются (полностью или частично) силами инерции, действующими на другую часть вала, или силами инерции противовесов.

Уравновешивание сил инерции вращающихся масс

1. Вал с одним коленом (рис. 39)

Центр тяжести такого вала не лежит на оси вращения, поэтому вал может находиться в равновесии только при одном (нижнем) положении колена и является статически неуравновешенным.

При вращении одноколенного вала его опоры будут испытывать переменную по направлению нагрузку от сил инерции вращающихся масс, которая при равномерном вращении вала постоянна по величине и направлена по радиусу кривошипа (рис. 39, *а*). Такой вал

Рис. 39. Схема вала с одним коленом:
а — силы, действующие на вал; *б* — вал уравновешен противовесами

Рис. 40. Схема вала с двумя коленами:
а — силы, действующие на вал; *б* — вал уравновешен противовесами

уравновешивается при помощи противовесов, установленных на продолжении щек кривошипа. Противовесы подбираются так, чтобы развиваемая ими центробежная сила инерции была равна центробежной силе инерции вращающихся масс и противоположно направлена. Тогда опоры вала при работе двигателя не будут испытывать нагрузок от сил инерции (рис. 39, *б*).

2. Вал с двумя коленами, расположенными под углом 180° (рис. 40)

Центр тяжести такого вала расположен на оси вращения. Поэтому вал статически уравновешен. При вращении этот вал не будет уравновешен, так как силы инерции вращающихся масс

будут создавать в плоскости колен вала переменный по направлению момент, нагружающий опоры (рис. 40, *а*). Такой вал называют динамически неуравновешенным.

Неуравновешенный момент

$$M = P_{j_{вр}} a.$$

Чтобы уравновесить двухколенный вал, необходимо на продолжении щек кривошипа поставить противовесы (рис. 40, *б*).

Противовесы подбирают с таким расчетом, чтобы момент их центробежных сил $P_{пр} \cdot b$ был равен моменту сил инерции вращающихся масс и действовал в противоположную сторону.

3. Полностью уравновешенные валы

В четырехколенном вале (рис. 41), колена которого расположены попарно под углом 180° и симметрично относительно середины вала, силы инерции вращающихся масс и моменты этих сил полностью взаимно уравновешиваются.

Рис. 41. Схема четырехколенного вала

В самом деле, силы инерции вращающихся масс первого и четвертого колен дают равнодействующую P_{1-4}, приложенную в центре средней опоры и направленную в одну сторону от оси вращения, а силы инерции вращающихся масс второго и третьего колен дают равнодействующую P_{2-3}, равную по величине P_{1-4}, но противоположно направленную и приложенную в той же точке.

В шестиколенном вале (рис. 42), колена которого расположены попарно под углом 120° и симметрично относительно его середины, силы инерции вращающихся масс и моменты этих сил также полностью уравновешиваются. Действительно, вал симметричен относительно плоскости, перпендикулярной к оси вала и проходящей через его среднюю опору (ось *у—у*). Поэтому силы инерции вращающихся масс колен первого и шестого, второго и пятого, третьего и четвертого дадут попарно равные по величине равнодействующие, приложенные к средней опоре вала и направленные под углом 120° друг к другу. Складывая силы

P_{2-5} и P_{3-4}, получим равнодействующую P, равную и противоположную силе P_{1-6}.

Таким образом, силы инерции вращающихся масс и моменты от них могут быть полностью уравновешены или противовесами или соответствующим расположением колен в многоколенном вале.

Рис. 42. Схема шестиколенного вала

Уравновешивание сил инерции поступательно движущихся масс

1. Одноцилиндровый двигатель

В одноцилиндровом двигателе сила инерции поступательно движущихся масс не может быть полностью уравновешена при помощи обычных противовесов, расположенных на продолжении щек кривошипа.

Если мы подберем такой противовес, центробежная сила $P_{пр}$ которого будет уравновешивать силу инерции поступательно движущихся масс при положении поршня в ВМТ (когда ускорение поршня и сила $P_{j_п}$ максимальны, рис. 43, *а*), то при равномерном вращении вала центробежная сила противовеса, изменяясь по направлению, будет оставаться постоянной по величине и равной $P_{пр}$. При повороте вала на угол $\alpha \approx 75°$, считая от ВМТ, ускорение поршня, а следовательно, и сила инерции $P_{j_п}$ равны нулю (рис. 43, *б*) и поэтому центробежная сила противовеса при этом положении поршня останется неуравновешенной и передастся на опоры двигателя.

При повороте коленчатого вала на угол $\alpha = 90°$ (рис. 43, *в*) центробежная сила противовеса и сила инерции не будут уравновешены, так как образуют между собой прямой угол. Наконец, при положении поршня в НМТ силы инерции поршня и противовеса будут направлены противоположно друг другу. Однако полного уравновешивания не получится, так как сила инерции поступательно движущихся масс в НМТ меньше, чем в ВМТ.

Поэтому целесообразно подбирать противовес так, чтобы он уравновешивал только часть (приблизительно половину) силы инерции $P_{j_п}$ при положении поршня в ВМТ. В этом случае

будем иметь частичное уравновешивание силы инерции поступательно движущихся масс и одновременное появление неуравновешенной силы от противовеса, действующей в направлении, перпендикулярном к оси цилиндра.

Рис. 43. Уравновешивание силы инерции поступательно движущихся масс одноцилиндрового двигателя:

а — положение уравновешенности сил инерции; *б* и *в* — положение неуравновешенности

2. Рядные двигатели

В рядных двигателях силы инерции поступательно движущихся масс всех цилиндров действуют в плоскости, проходящей через оси цилиндров. Рассмотрим четырехцилиндровый двигатель с расположением кривошипов попарно под углом 180° (рис. 44).

В первом и четвертом цилиндрах будут действовать одинаковые по величине и направлению силы инерции поступательно движущихся масс $P_{j_{п_1}}$ и $P_{j_{п_4}}$.

Складывая их, получим равнодействующую силу P_{1-4}, приложенную к картеру на средней опоре вала. Равнодействующая сила инерции P_{2-3} второго и третьего цилиндров будет также приложена к средней опоре вала. Обе равнодействующие силы P_{1-4} и P_{2-3} направлены в противоположные стороны, но не равны по величине, так как сила инерции в ВМТ больше силы инерции в НМТ. В результате происходит частичное уравновешивание сил инерции. При вращении вала силы инерции

P_{1-4} и P_{2-3} меняют свою величину и направление, однако частично их уравновешивание сохраняется.

Как показывают расчеты, неуравновешенная сила инерции поступательно движущихся масс четырехцилиндрового двигателя приблизительно равна силе инерции поступательно движущихся

Рис. 44. Действие сил инерции поступательно движущихся масс в четырехцилиндровом двигателе

масс одноцилиндрового двигателя с теми же размерами цилиндра.

В рядном шестицилиндровом двигателе с расположением колен вала попарно под углом 120° силы инерции поступательно движущихся масс уравновешены практически полностью.

3. Звездообразные двигатели

Однорядный звездообразный двигатель (рис. 45). Если перенести силы инерции поступательно движущихся масс каждого цилиндра на ось вала и сложить их, то получим равнодействующую $P_{j_п}$, действующую на опоры вала. Эта сила переменна по величине и направлению.

Рис. 45. Уравновешивание сил инерции поступательно движущихся масс в однорядном звездообразном двигателе

Равнодействующую $P_{j_п}$ сил инерции поступательно движущихся масс всех цилиндров с весьма большой точностью можно представить в виде двух постоянных по величине составляющих P_{j_1} и P_{j_2}.

Одна из этих составляющих P_{j_1}, называемая силой инерции первого порядка, направлена всегда по радиусу кривошипа, постоянна по величине и равна

$$P_{j_1} = -\frac{1}{2} i m_{\text{п}} \omega^2 R,$$

где i — число цилиндров.

Для современных семи- или девятицилиндровых звездообразных двигателей сила P_{j_1} достигает величины 5000—8000 *кг* (при максимальном числе оборотов двигателя).

Другая составляющая P_{j_2}, называемая силой инерции второго порядка, также постоянна по величине, но изменяет свое направление в два раза быстрее кривошипа, вращаясь с двойной угловой скоростью в сторону вращения коленчатого вала, и в современных двигателях достигает величин 500—1000 *кг*.

Так как сила инерции первого порядка P_{j_1} направлена по радиусу кривошипа и постоянна по величине, то ее можно полностью уравновесить противовесами.

Сила инерции второго порядка P_{j_2}, вращающаяся со скоростью, равной двойной угловой скорости коленчатого вала, остается неуравновешенной, так как обычными противовесами ее уравновесить нельзя. Для уравновешивания этой составляющей необходимы специальные противовесы, вращающиеся с двойной угловой скоростью коленчатого вала.

Рис. 46. Неуравновешенный момент сил инерции поступательно движущихся масс в двухрядном звездообразном двигателе

Двухрядный звездообразный двигатель (рис. 46). В этом двигателе цилиндры с главными шатунами и кривошипы располагаются под углом 180°.

Силы инерции первого порядка, действующие по радиусам кривошипов, образуют пару сил, которая уравновешивается противовесами, установленными на продолжениях щек вала. Неуравновешенными остаются силы инерции поступательно движущихся масс второго порядка, вращающиеся с двойной угловой скоростью. Эти силы также создают пару и нагружают опоры двигателя моментом, изменяющим свое направление также в два раза быстрее коленчатого вала. Этот момент составляет для современных двухрядных звездообразных двигателей 150—200 *кгм* и оставляется неуравновешенным или уравновешивается

посредством пары противовесов, вращающихся в два раза быстрее коленчатого вала. Уравновешивание сил инерции второго порядка или моментов от них является обязательным для двигателей, предназначенных для вертолетов.

§ 46. ПОНЯТИЕ О КРУТИЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЯХ КОЛЕНЧАТЫХ ВАЛОВ

Колебательные движения

Из механики известно, что под действием переменной силы упругое тело получает колебательные движения.

Пример 1. Если груз, подвешенный на пружине и находящийся в равновесии (рис. 47), будет выведен из этого равновесия (например, путем растяжения пружины), то груз начнет совершать колебательные движения.

Рис. 47. Колебания груза с пружиной

Рис. 48. Крутильные колебания

Пример 2. Если упругий вал (рис. 48) с укрепленным на его конце массивным грузом закрутить на некоторый угол φ и отпустить, то вал вместе с грузом будет совершать колебания, называемые крутильными.

Возникновение и характер крутильных колебаний вала можно представить следующим образом. При закручивании вала (например, по часовой стрелке) моментом внешних сил на некоторый угол φ в нем возникают внутренние упругие силы, создающие момент сопротивления закручиванию, направленный в сторону, противоположную действию внешнего момента.

Если после закручивания вала устранить момент внешних сил, то вал с грузом под действием момента упругих сил будет стремиться возвратиться в первоначальное положение и начнет вращаться против часовой стрелки. В процессе возвращения вала в первоначальное положение груз приобретает некоторую угловую скорость, а следовательно, и кинетическую энергию. В момент достижения первоначального положения груз будет обла-

дать максимальной угловой скоростью. Обладая кинетической энергией, груз не остановится в первоначальном положении, а отклонится на некоторый угол в противоположную сторону и закрутит вал.

Достигнув максимального отклонения против часовой стрелки, груз под действием момента упругих сил вала возвратится в первоначальное положение, совершив одно полное колебание. В дальнейшем колебательное движение вала с грузом будет повторяться.

Колебательное движение тела характеризуется следующими величинами: амплитудой и периодом или частотой колебаний.

Максимальное линейное или угловое отклонение тела от первоначального положения называется амплитудой колебания. На рис. 47 и 48 амплитудой колебания будут соответственно расстояние a и угол φ.

Расстояние (или угол) между крайними положениями тела называется размахом колебания (расстояние $2a$ или угол 2φ). Очевидно, что размах равен двум амплитудам.

Время одного полного колебания тела называется периодом колебания, а число полных колебаний в одну секунду — частотой колебаний. Частота — величина, обратная периоду.

Существует два вида колебаний тела: свободные, или собственные, и вынужденные.

Если упругое тело было деформировано под действием внешних сил, а затем эти силы были устранены, то тело будет совершать свободные колебания.

В вышеприведенных примерах груз совершал свободные колебания.

Частота свободных колебаний груза с пружиной зависит от упругости пружины и массы груза. В примере вала с грузом частота собственных колебаний вала зависит от материала, размеров вала и массы и размеров груза.

Колебания упругого тела, вызванные внешними постоянно действующими переменными силами, называются вынужденными колебаниями.

Приведем пример вынужденных колебаний.

Если по упругой доске, лежащей на двух опорах, проходит человек, то под влиянием толчков, производимых ногами, доска будет совершать вынужденные колебания. Частота этих колебаний будет та же, что и частота шагов человека. После того как человек сойдет с доски, она, вследствие своей упругости, будет совершать свободные, или собственные, колебания, частота которых не будет зависеть от частоты шагов человека, а лишь от размеров и материала доски.

Мы рассмотрели вынужденные и свободные колебания раздельно друг от друга. В действительности оба вида колебаний очень часто наблюдаются одновременно. В самом деле, если

пройти по свободно колеблющейся доске, то наряду с вынужденными колебаниями она станет совершать и собственные колебания. При этом возможен случай, когда сила, вызывающая вынужденные колебания, будет действовать с той же частотой (число толчков ноги в единицу времени), с которой доска совершает свободные колебания, и будет направлена в сторону прогиба доски. В этом случае говорят, что вынужденные и свободные колебания совпадают по частоте или периоду и по фазе. Совпадение по фазе означает, что изгиб доски под влиянием вынужденных и свободных колебаний происходит в одну и ту же сторону. Описанное выше явление носит название р е з о н а н с а.

При резонансе действующая сила (или момент) начинает все сильнее и сильнее раскачивать тело. Прогиб доски или величина закрутки вала начинают увеличиваться, т. е. увеличивается размах (амплитуда) колебаний. Рост амплитуды под влиянием силы или момента внешних сил вызывает увеличение напряжений в материале. Так как при резонансе амплитуда колебаний сильно возрастает, то возрастает и напряжение в материале, в результате чего может произойти разрушение (поломка) доски или вала.

Крутильные колебания коленчатого вала

Как было сказано выше, при работе двигателя на установившемся режиме на коленчатый вал передается переменный по величине крутящий момент (рис. 49).

Рис. 49. Моменты, действующие на коленчатый вал

Так как благодаря большой инерции винта вал вращается практически равномерно, то момент сопротивления вращению вала со стороны винта будет постоянным и, следовательно, на диаграмме будет изображаться прямой линией, параллельной оси абсцисс. При некоторых положениях вала крутящий момент и момент сопротивления будут равны по величине (точки *A*, *B*, *C*, и т. д. на рис. 49).

Коленчатый вал является упругим телом, и поэтому, передавая крутящий момент винту, вал будет деформироваться, т. е. закручиваться (рис. 50, *б*) на некоторый угол относительно своего нормального состояния (рис. 50, *а*).

Если крутящий момент, передаваемый винту от вала, превосходит момент сопротивления винта (участок от точки *А* до точки *В* на рис. 49), то его избыток будет дополнительно закручивать вал и, передаваясь воздушному винту, вызовет некоторое увеличение числа оборотов вала и винта.

При положении коленчатого вала, соответствующем максимальному избытку крутящего момента (точка *Д*), угол дополнительной закрутки вала будет максимальным. Начиная от положения *Д* угол закрутки вала будет уменьшаться вследствие уменьшения избытка крутящего момента.

Рис. 50. Состояние колена вала:
а — нормальное; *б* — деформированное

Наибольшее же увеличение числа оборотов вала будет соответствовать точке *В*.

Когда крутящий момент, непрерывно уменьшаясь, станет меньше момента сопротивления (начиная от точки *В* до точки *С*), угол закрутки вала будет уменьшаться по сравнению с его величиной в точке *А*. Наименьшая закрутка вала будет в точке *Е*. Избыток момента сопротивления приведет к уменьшению числа оборотов, и наименьшее число оборотов будет при положении вала, соответствующем точке *С*.

Таким образом, за счет переменной величины крутящего момента и упругости коленчатого вала последний будет совершать вынужденные крутильные колебания, закручиваясь и раскручиваясь на некоторый угол от положения, при котором крутящий момент равен моменту сопротивления ($M_{кр} = M_{сопр}$). Частота вынужденных колебаний вала будет равна частоте чередования вспышек в двигателе.

Например, в четырнадцатицилиндровом двигателе за один оборот коленчатого вала произойдет семь вспышек, следовательно, крутящий момент семь раз достигнет максимального значения. Поэтому коленчатый вал такого двигателя за один оборот испытывает семь вынужденных крутильных колебаний. Угол поворота вала между отдельными вспышками, а следовательно, и колебаниями будет

$$\alpha = 720 : 14 = 51°26'.$$

Сами по себе крутильные колебания коленчатого вала не опасны. Но так как коленчатый вал имеет собственные колебания как упругое тело, то опасным для вала будет явление резонанса, которое наступает всякий раз, когда число вынужденных колебаний вала будет равно или кратно числу собственных колебаний.

Число оборотов двигателя, при которых наступает резонанс, называется критическим.

Внешне критические режимы работы двигателя характеризуются сильной тряской всей силовой установки. Так как резонанс наблюдается тогда, когда число вынужденных колебаний равно или кратно числу собственных колебаний вала, то каждый двигатель имеет несколько критических чисел оборотов. Например, для двигателя М-17 критические числа оборотов были следующие: 900, 1200, 1560 *об/мин*; для двигателя АМ-34 соответственно 1300, 1750 и 2250 *об/мин*.

Критические числа оборотов указываются для каждого двигателя в его формуляре и техническом описании.

Работа двигателя на этих оборотах запрещается, так как она может привести к поломке коленчатого вала, т. е. к аварии двигателя.

Отметим, что достаточно очень небольшого изменения числа оборотов в ту или другую сторону по сравнению с критическим числом, чтобы устранить явление резонанса.

Способы уменьшения крутильных колебаний коленчатых валов

Для того чтобы угол закрутки коленчатого вала при резонансе не увеличивался до опасных пределов, применяются так называемые гасители крутильных колебаний. В авиационных двигателях большое распространение получили так называемые динамические гасители крутильных колебаний. Они применяются, как правило, на двигателях с звездообразным расположением цилиндров, например АШ-21, АШ-62 и АШ-82.

Роль гасителя крутильных колебаний на этих двигателях выполняют противовесы маятникового типа, которые в отличие от обычных противовесов, имеющих жесткое крепление, подвешены на продолжении щеки кривошипа при помощи специальных роликов. Это дает противовесу возможность отклоняться при работе двигателя на некоторый угол относительно щеки кривошипа в сторону, противоположную направлению закрутки коленчатого вала.

Маятниковые противовесы одновременно служат и для уравновешивания двигателя и для уменьшения крутильных колебаний коленчатого вала.

Принцип работы маятникового противовеса можно пояснить на следующем примере (рис. 51).

Предположим, что при помощи шнура в точке *А* подвешен шар (рис. 51, *а*). Если на этот шар оказывать периодическое воз-

действие постоянной силой P, то шар *1*, выведенный из состояния покоя, будет отклоняться в обе стороны (относительно первоначального положения), совершая при этом вынужденные и собственные колебания.

Если к этому шару подвесить на шнуре второй шар *2* (рис. 51, *б*) и продолжать воздействовать с прежней силой P на шар *1*, то его отклонения значительно уменьшатся по сравнению с отклонениями в первом случае. Это произойдет вследствие того, что шар *2*, стремясь сохранить свое положение, будет возвращать шар *1* в среднее положение (положение равновесия) и препятствовать, таким образом, его отклонению. Правильно подобрав вес шара *2* и соответствующую длину шнура, можно добиться минимального отклонения шара *1* от положения равновесия.

Рис. 51. Маятниковый противовес

То же произойдет и при вращении коленчатого вала, где роль шара *1* выполняет кривошип, а роль шара *2* — маятниковый гаситель крутильных колебаний. В момент, когда коленчатый вал под действием давления газа в цилиндрах, передаваемого через поршень и шатун, начнет закручиваться относительно своего переднего конца, нагруженного воздушным винтом, маятниковый гаситель передвинется на роликах относительно щеки кривошипа в сторону, обратную закрутке вала, и будет препятствовать увеличению угла закрутки, не допуская, таким образом, возрастания напряжений в коленчатом вале.

Кроме маятниковых гасителей, которые обычно применяются в звездообразных двигателях, эффективной мерой борьбы с крутильными колебаниями коленчатого вала может служить установка промежуточной упругой муфты между колеблющейся деталью (коленчатый вал) и деталями, движущимися равномерно (вал редуктора с винтом). На современных двигателях упругое соединение обычно вводится как в передачу к валу редуктора, так и в передачу к нагнетателю.

§ 47. ПОРЯДОК РАБОТЫ ЦИЛИНДРОВ ДВИГАТЕЛЯ

Порядком работы цилиндров двигателя называется последовательность, с которой происходят вспышки в отдельных цилиндрах двигателя.

Одним из условий достижения равномерности хода двигателя является, как указывалось выше (см. § 41), чередование рабочих ходов в цилиндре через равные промежутки времени или углы поворота коленчатого вала.

Если это условие соблюдено, то с точки зрения получения равномерного крутящего момента порядок работы цилиндров не играет роли. Однако этот порядок работы не может быть произвольным. Он зависит от числа и расположения цилиндров и кривошипов коленчатого вала, а также от условий равномерности нагрузки коленчатого вала и распределения смеси по цилиндрам двигателя.

Рис. 52. Порядок работы пятицилиндрового звездообразного двигателя

1. Звездообразные двигатели

Рассмотрим порядок работы однорядного звездообразного двигателя с пятью цилиндрами и одним кривошипом. Схема такого двигателя показана на рис. 52.

Цилиндры расположены на равных расстояниях друг от друга по окружности и угол между их осями равен

$$\gamma = \frac{360°}{5} = 72°.$$

Пусть коленчатый вал вращается в направлении движения часовой стрелки. Обозначим цилиндры порядковыми номерами по направлению вращения коленчатого вала, считая верхний цилиндр первым. Из условия равномерности вращения коленчатого вала чередование вспышек в цилиндрах должно происходить через промежутки времени, соответствующие углу поворота коленчатого вала, равному

$$\alpha = \frac{720°}{5} = 144°.$$

Если предположить, что вспышка произошла в первом цилиндре, то следующая вспышка должна произойти в цилиндре, расположенном под углом 144° к первому цилиндру в направлении вращения вала, т. е. в третьем цилиндре.

Очевидно, что последующие вспышки должны происходить поочередно в пятом, втором и четвертом цилиндрах.

Следовательно, порядок работы пятицилиндрового звездообразного двигателя будет таким:

1—3—5—2—4.

В семи- и девятицилиндровых звездообразных двигателях порядок работы цилиндров будет соответственно следующим:

1—3—5—7—2—4—6 и 1—3—5—7—9—2—4—6—8.

Из двухрядных звездообразных двигателей рассмотрим четырнадцатицилиндровый двигатель (рис. 53). Цилиндры этого двигателя нумеруются в направлении вращения коленчатого вала. Цилиндры переднего ряда имеют четные номера, цилиндры

Рис. 53. Порядок работы четырнадцатицилиндрового двухрядного звездообразного двигателя

заднего — нечетные. Коленчатый вал имеет два кривошипа, расположенных под углом 180°. Цилиндры переднего ряда работают на кривошип *Б*, заднего — на кривошип *А*.

Угол между соседними цилиндрами каждого ряда

$$\gamma = \frac{360^\circ}{7} = 51^\circ 26'.$$

Вспышки должны следовать через промежутки времени, соответствующие углу поворота коленчатого вала.

$$\alpha = \frac{720^\circ}{14} = 51^\circ 26'.$$

Если предположить, что вспышка произошла в первом цилиндре, то следующая вспышка должна произойти через 51°26′ поворота коленчатого вала — или в третьем цилиндре заднего ряда или в десятом цилиндре переднего ряда. Для более равномерной нагрузки коленчатого вала и его подшипников необхо-

димо, чтобы после вспышки в заднем ряду очередная вспышка произошла в переднем ряду. Поэтому после вспышки в первом цилиндре очередная вспышка осуществляется в десятом цилиндре.

Последующая вспышка должна произойти в заднем ряду через 51°26′, т. е. в пятом цилиндре, и т. д.

Таким образом, порядок работы цилиндров в двухрядном четырнадцатицилиндровом двигателе (при указанной выше нумерации цилиндров) будет следующим:

1—10—5—14—9—4—13—8—3—12—7—2—11—6.

2. Рядные двигатели

Рассмотрим порядок работы однорядного шестицилиндрового двигателя [1]. Схема такого двигателя показана на рис. 54.

Коленчатый вал имеет шесть кривошипов, расположенных попарно (1 и 6; 2 и 5; 3 и 4) в трех плоскостях, образующих

Рис. 54. Порядок работы однорядного шестицилиндрового двигателя

между собой углы 120°. Нумеруются цилиндры в направлении от носка коленчатого вала.

Пусть вращение коленчатого вала происходит по часовой стрелке, если смотреть на двигатель сзади.

Условие равномерности крутящего момента требует чередования вспышек в цилиндрах через равные промежутки времени, соответствующие углу поворота коленчатого вала

$$\alpha = \frac{720^\circ}{6} = 120^\circ.$$

Если предположить, что первая вспышка произошла в первом цилиндре, то последующая вспышка через 120° должна произойти, очевидно, во втором или в пятом цилиндре, кривошипы которых расположены в одной плоскости и по одну сторону от

[1] Порядок работы четырехцилиндрового двигателя, имеющего обычное расположение колен (см. рис. 41), будет 1—3—4—2 или 1—2—4—3. Ввиду простоты анализа предлагаем читателям убедиться в этом самостоятельно.

оси коленчатого вала. Чтобы коленчатый вал и его подшипники нагружались более равномерно, целесообразно, чтобы после вспышки в первом цилиндре последующая вспышка произошла не во втором цилиндре, а в пятом.

Третья очередная вспышка должна произойти (как видно из рис. 54) в третьем или четвертом цилиндре. Очевидно, более равномерно вал будет нагружаться в случае вспышки в третьем цилиндре. Последующие вспышки должны происходить соответственно в шестом, втором и четвертом цилиндрах.

Таким образом, наиболее рациональным порядком работы для шестицилиндрового рядного двигателя (при вращении коленчатого вала по часовой стрелке) будет такой:

1—5—3—6—2—4.

Однако, кроме указанного порядка работы, возможны и другие варианты:

1—2—4—6—5—3;
1—2—3—6—5—4;
1—5—4—6—2—3.

Указанные порядки работы не применяются ввиду того, что они не обеспечивают максимально равномерной нагрузки коленчатого вала.

Рассмотрим порядок работы двенадцатицилиндрового V-образного двигателя (рис. 55). Цилиндры такого двигателя расположены в два ряда, под углом 60° один к другому, и работают

Рис. 55. Порядок работы V-образного двенадцатицилиндрового двигателя

на один коленчатый вал. Поэтому двенадцатицилиндровый двигатель можно рассматривать как два шестицилиндровых двигателя, работающих на один коленчатый вал.

Цилиндры каждого ряда нумеруются отдельно в направлении от носка коленчатого вала. Расположение кривошипов коленчатого вала такое же, как и у шестицилиндрового однорядного двигателя.

Чередование вспышек должно происходить через промежутки времени, соответствующие углу поворота коленчатого вала

$$\alpha = \frac{720^\circ}{12} = 60^\circ.$$

Предположим, что вспышка произошла в первом левом цилиндре. Следующая вспышка должна произойти через 60°. Из рис. 55 видно, что после поворота коленчатого вала на 60° вспышка может произойти в первом или шестом правом цилиндре. Исходя из условия равномерности нагрузки вала вспышка должна быть в шестом правом цилиндре, так как первый кривошип только что нагружался во время вспышки в первом левом цилиндре.

Следующая вспышка, т. е. третья по счету, должна произойти через 60° угла поворота коленчатого вала. Из рис. 55 видно, что вспышка в этом случае должна быть во втором или пятом цилиндре левого ряда. Зная, что наиболее рациональным порядком работы шестицилиндрового рядного двигателя будет 1—5—3—6—2—4, приходим к выводу, что третья вспышка должна произойти в пятом левом цилиндре, и т. д. Так как порядок работы цилиндров в правом ряду тот же, что и в левом, то, чтобы определить порядок работы двенадцатицилиндрового двигателя, необходимо сначала написать порядок работы одного левого ряда цилиндров:

1л — 5л — 3л — 6л — 2л — 4л.

Затем в промежутки между номерами цилиндров этого ряда вписать по порядку работы номера цилиндров правого ряда:

6п — 2п — 4п — 1п — 5п — 3п.

Окончательно порядок работы цилиндров V-образного двенадцатицилиндрового двигателя будет следующим:

1л — 6п — 5л — 2п — 3л — 4п — 6л — 1п — 2л — 5п — 4л — 3п.

Возможны, конечно, и другие варианты порядка работы цилиндров, однако они почти не применяются.

ГЛАВА V

ЭФФЕКТИВНАЯ МОЩНОСТЬ И ЭКОНОМИЧНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

§ 48. ЭФФЕКТИВНАЯ МОЩНОСТЬ

Эффективной мощностью двигателя называется мощность, передаваемая от коленчатого вала двигателя воздушному винту. Обозначается она N_e.

Эффективная мощность двигателя без нагнетателя равна разности между индикаторной мощностью N_i и мощностью трения N_r, т. е.

$$N_e = N_i - N_r. \tag{61}$$

Эффективная мощность двигателя с нагнетателем равна разности между индикаторной мощностью, мощностью трения и мощностью, затрачиваемой на привод нагнетателя N_c, т. е.

$$N_e = N_i - N_r - N_c. \tag{62}$$

Если известен крутящий момент на носке коленчатого вала $M_{кр}$ и число оборотов коленчатого вала в минуту n, то эффективная мощность двигателя может быть подсчитана по формуле (12)

$$N_e = \frac{M_{кр} n}{716,2}.$$

Современные мощные двигатели имеют очень высокое число оборотов коленчатого вала (до 2500 *об/мин* и более). У воздушного винта, вращающегося с таким большим числом оборотов, коэффициент полезного действия снижается. Для сохранения высокого к. п. д. винта применяют редукторы, снижающие число оборотов винта. В этом случае воздушный винт устанавливается не на коленчатый вал, а на вал редуктора, имеющий меньшее число оборотов по сравнению с числом оборотов коленчатого вала (рис. 56).

Рис. 56. Схема редуктора двигателя

Отношение числа оборотов винта $n_в$ к числу оборотов коленчатого вала n называется передаточным числом редуктора или степенью редукции $i_р$, т. е.

$$i_р = \frac{n_в}{n}.$$

Отсюда

$$n_в = n i_р.$$

У двигателя с редуктором крутящий момент на валу винта $M_в$ будет больше крутящего момента на носке коленчатого вала в $\frac{1}{i_р}$ раз.

Формула эффективной мощности для двигателя с редуктором будет

$$N_e = \frac{M_в n_в}{716,2}.$$

Подставляя вместо $n_в$ число оборотов двигателя, получим

$$N_e = \frac{M_в n i_р}{716,2}. \qquad (63)$$

Так же как и индикаторная мощность [см. уравнение (48)], эффективная мощность может быть выражена через литраж двигателя, число оборотов и некоторое условное постоянное давление:

$$N_e = \frac{p_e V_h i n}{900} \text{ л. с.}, \qquad (64)$$

где p_e — среднее эффективное давление в *кг/см²*.

Величина среднего эффективного давления характеризует собой напряженность работы двигателя и составляет для двигателей без нагнетателя $p_e = 9 \div 11$ *кг/см*^{2} и для двигателей с нагнетателем $p_e = 12 \div 20$ *кг/см*^{2} и более.

§ 49. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ МОЩНОСТИ НА БАЛАНСИРНОМ СТАНКЕ

Эффективная мощность двигателя может быть непосредственно определена путем испытания его на балансирном станке.

Схема такого станка показана на рис. 57. Балансирный станок состоит из двух основных частей: неподвижной части — станины *1*, укрепленной на фундаменте, и подвижной части — люльки *2*, которая может качаться вокруг оси *O* в пределах ограничителей *3*. Подлежащий испытанию двигатель крепится к люльке.

Рис. 57. Схема балансирного станка: *1* — станина; *2* — люлька; *3* — ограничители; *4* — противовес; *5* — поперечная балка; *6* — стержень; *7* — подвижной груз; *8* — указатель

С люлькой соединен противовес *4*, вес которого подбирается так, чтобы центр тяжести люльки с установленным на ней двигателем лежал ниже оси *O* вращения люльки. Поперечная балка *5* жестко соединена одним концом с люлькой; на другом свободном конце балки имеется указатель *8* и устройство для подвешивания груза *P*. Для уравновешивания люльки со стороны, противоположной балке *5*, к ней прикреплен стержень *6* с подвижным грузом *7*.

Рассмотрим, как определяется на балансирном станке эффективная мощность двигателя (без редуктора).

Когда двигатель не работает, подвижная часть станка вместе с установленным на ней двигателем при помощи груза *7* уравновешивается в горизонтальном положении по указателю *8*. Во время работы двигателя на люльку через опорные лапы двигателя будет передаваться реактивный момент $M_р$, равный крутящему моменту $M_{кр}$ на носке коленчатого вала, т. е. $M_р = M_{кр}$. Под действием реактивного момента $M_р$ равновесие нарушится и двигатель вместе с люлькой будет стремиться отклониться в сторону, противоположную вращению винта.

Чтобы уравновесить люльку с двигателем, на свободный конец балки *5* необходимо подвесить груз *P* такой величины, чтобы создаваемый им уравновешивающий момент, равный

$$M_{ур} = Pl,$$

был равен по величине реактивному моменту $M_р$, т. е.

$$M_{ур} = M_р.$$

Так как реактивный момент $M_р$ в свою очередь равен крутящему моменту $M_{кр}$, создаваемому двигателем, то очевидно, что

$$M_{кр} = M_{ур} = Pl.$$

Замерив таким образом крутящий момент на носке коленчатого вала и зная число оборотов коленчатого вала в минуту, определяем эффективную мощность двигателя по формуле

$$N_e = \frac{M_{кр}n}{716,2} = \frac{Pln}{716,2}. \qquad (63')$$

Для двигателя с редуктором реактивный момент $M_р$ по величине будет равен крутящему моменту на валу винта $M_в$, т. е.

$$M_р = M_в,$$

но так как

$$M_р = M_{ур} = Pl,$$

то

$$M_в = Pl.$$

Эффективная мощность в этом случае будет определяться по формуле

$$N_e = \frac{M_в n i_р}{716,2} = \frac{Plni_р}{716,2}, \qquad (63'')$$

где $i_р = \frac{n_в}{n}$ — степень редукции.

§ 50. МЕХАНИЧЕСКИЙ К. П. Д. ДВИГАТЕЛЯ

Эффективная мощность N_e, развиваемая двигателем, всегда меньше его индикаторной мощности N_i, так как часть последней затрачивается на преодоление механических сопротивлений[1] в самом двигателе, а в двигателе с нагнетателем, кроме того, на привод нагнетателя.

Чем меньше механические потери в двигателе, тем соответственно большая часть индикаторной мощности может быть передана валу двигателя.

Механическим к. п. д. двигателя η_m называется отношение эффективной мощности двигателя к индикаторной:

$$\eta_m = \frac{N_e}{N_i}. \qquad (65)$$

Из этой формулы мы можем выразить эффективную мощность через индикаторную мощность и механический к. п. д. следующим образом:

$$N_e = \eta_m N_i. \qquad (66)$$

[1] В работу механических сопротивлений включается также (см. стр. 75—77) и работа насосных ходов двигателя.

Из приведенных формул видно, что механический к. п. д. представляет собой долю, которую составляет эффективная мощность двигателя от индикаторной. Из второй формулы следует, что для того чтобы найти эффективную мощность двигателя, нужно его индикаторную мощность N_i умножить на механический к. п. д. η_m.

Для двигателей без нагнетателя величина механического к. п. д. составляет примерно 0,85 ÷ 0,90. Это значит, что на преодоление механических потерь в двигателе затрачивается от 10 до 15 процентов его индикаторной мощности.

Для двигателей, имеющих нагнетатели с механическим приводом от коленчатого вала, значительная доля индикаторной мощности дополнительно затрачивается на вращение нагнетателя. Вследствие этого механический к. п. д. таких двигателей получается соответственно меньшим и составляет в среднем около 0,70 ÷ 0,80.

§ 51. ЭФФЕКТИВНЫЙ УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА И ЭФФЕКТИВНЫЙ К. П. Д. ДВИГАТЕЛЯ

Эффективным удельным расходом топлива C_e или, сокращенно, **эффективным расходом топлива называется расход топлива, отнесенный к единице эффективной мощности, развиваемой двигателем.**

Если двигатель развивает эффективную мощность N_e *л. с.* и расходует C_h *кг/час* топлива, то его эффективный расход C_e будет

$$C_e = \frac{C_h}{N_e} \text{ кг/л. с. ч.} \tag{67}$$

Степень использования тепла, внесенного в двигатель топливом для получения эффективной работы, характеризуется эффективным к. п. д.

Эффективным к. п. д. η_e называется отношение тепла, превращенного двигателем в эффективную работу, к теплу, внесенному топливом в двигатель.

Если известны рабочая теплотворность топлива H_u и эффективный расход топлива C_e, то эффективный к. п. д. может быть определен по формуле, аналогичной формуле (51) для определения индикаторного к. п. д.:

$$\eta_e = \frac{632}{H_u C_e}. \tag{68}$$

Из этой формулы получаем, что

$$C_e = \frac{632}{H_u \eta_e} \text{ кг/л. с. ч.} \tag{69}$$

Связь между эффективными и индикаторными величинами удельного расхода и к. п. д. может быть установлена через механический к. п. д. η_m.

Заменяя в формуле (67) эффективную мощность N_e равной ей величиной $\eta_m N_i$ и помня, что по уравнению (49) $C_i = \frac{C_h}{N_i}$, получим

$$C_e = \frac{C_h}{N_e} = \frac{C_h}{\eta_m N_i} = \frac{C_i}{\eta_m}. \qquad (70)$$

Внося полученное значение C_e в формулу (68) для эффективного к. п. д. и помня, что $\eta_i = \frac{632}{H_u C_i}$, получим

$$\eta_e = \frac{632}{H_u C_e} = \frac{632\eta_m}{H_u C_i} = \eta_i \eta_m. \qquad (71)$$

Из приведенных формул видно, что чем меньше механический к. п. д. двигателя, тем больше (при тех же значениях C_i и η_i) эффективный расход топлива и соответственно тем меньше эффективный к. п. д.

Таким образом, эффективный расход топлива всегда больше индикаторного, а эффективный к. п. д., наоборот, всегда меньше индикаторного к. п. д.

Все сказанное нами выше (см. § 35 и 36) относительно зависимости индикаторного к. п. д. и соответственно индикаторного расхода топлива, а также среднего индикаторного давления от различных факторов остается справедливым и для эффективных величин η_e, C_e и p_e, с той лишь разницей, что последние дополнительно зависят еще и от механического к. п. д. двигателя.

Отсюда следует, что экономичность работы двигателя зависит не только от того, насколько полно тепло, внесенное в двигатель топливом, преобразуется в работу газов в цилиндре, но и от величины механического к. п. д. двигателя, т. е. от величины мощности, затрачиваемой двигателем на преодоление механических потерь и на привод нагнетателя.

§ 52. МОЩНОСТЬ ТРЕНИЯ

При работе двигателя часть индикаторной работы затрачивается на преодоление трения движущихся деталей (поршней, подшипников, коленчатого вала, шестерен, деталей газораспределения и пр.), на привод агрегатов двигателя (магнето, различные насосы, регуляторы и другие агрегаты, кроме нагнетателя), а также на осуществление процессов впуска и выпуска.

Мощность, затрачиваемая на преодоление трения движущихся деталей, на привод агрегатов двигателя и на насосную работу, называется **мощностью трения** и обозначается N_r.

У современных двигателей мощность трения составляет примерно $10 \div 15\%$ индикаторной мощности, т. е.

$$N_r = (0{,}10 \div 0{,}15)\ N_i.$$

Величина мощности трения авиационных двигателей может быть подсчитана с достаточной точностью на основании опытных данных и расчетных формул, предложенных проф. М. М. Масленниковым.

Для этого выразим мощность трения, так же как мы это делали для индикаторной и эффективной мощности, через некоторое условное среднее давление трения p_r *кг/см*², литраж двигателя iV_h и число оборотов n в минуту:

$$N_r = \frac{p_r iV_h n}{900} \text{ л. с.} \tag{72}$$

По данным М. М. Масленникова, величина p_r зависит от степени сжатия, средней скорости движения поршня и конструкции двигателя и может быть подсчитана по формуле

$$p_r = k\ (\varepsilon + 8{,}5)\ c_п \text{ кг/см}^2, \tag{73}$$

где k — коэффициент, учитывающий влияние конструкции двигателя и равный 0,008 для звездообразных и 0,01 для рядных двигателей;

ε — степень сжатия двигателя;

$c_п$ — средняя скорость движения поршня в *м/сек*.

Величина средней скорости поршня (как известно из гл. IV, скорость движения поршня за один оборот вала не остается постоянной) для двигателей составляет $c_п = 12 \div 18$ *м/сек* и может быть подсчитана, если известны ход поршня S *м* и число оборотов n двигателя, следующим образом. За один оборот двигателя путь, пройденный поршнем, равен $2S$ *м*. Путь, пройденный поршнем за одну минуту, очевидно, будет равен $2Sn$ *м*. Для того чтобы найти средний путь, проходимый поршнем за одну секунду, т. е. его среднюю скорость, необходимо последнюю величину разделить на 60:

$$c_п = \frac{2Sn}{60} = \frac{Sn}{30} \text{ м/сек.} \tag{74}$$

Из этой формулы видно, что средняя скорость движения поршня изменяется прямо пропорционально числу оборотов. Прямо пропорционально числу оборотов двигателя изменяется, следовательно, и среднее давление трения p_r [см. формулу (73)]. Если обратиться теперь к формуле (72) для мощности трения, то нетрудно убедиться в том, что мощность трения изменяется прямо пропорционально квадрату числа оборотов:

$$N_r = An^2, \tag{75}$$

где A — коэффициент, объединяющий все постоянные величины в уравнении (72).

Изменение мощности трения в зависимости от числа оборотов показано на рис. 58.

Пример. Найти мощность трения двенадцатицилиндрового авиационного двигателя с V-образным расположением цилиндров, у которого $D = 148$ *мм*, $S = 170$ *мм*, $\varepsilon = 7{,}0$ и $n = 2700$ *об/мин*.

1. Определяем литраж двигателя:

$$iV_h = i\frac{\pi D^2}{4}S = 12\,\frac{3{,}14\cdot 1{,}48^2}{4}\,1{,}7 = 35\ л.$$

2. Определяем среднюю скорость поршня:

$$c_п = \frac{Sn}{30} = \frac{0{,}17\ 2700}{30} = 15{,}3\ м/сек.$$

3. Определяем среднее давление трения:

$$p_r = k\,(\varepsilon + 8{,}5)\,c_п = 0{,}01\,(7{,}0 + 8{,}5)\,15{,}3 = 2{,}37\ кг/см^2.$$

4. Определяем мощность трения:

$$N_r = \frac{p_r iV\ n}{900} = \frac{2{,}37\ 35\cdot 2700}{900} = 249\ л.\ с.$$

Если число оборотов рассматриваемого двигателя уменьшится вдвое, т. е. станет равным $n_1 = 1350$ *об/мин*, то мощность трения его при новом числе оборотов определится из соотношения

$$\frac{N_{r_1}}{N_r} = \left(\frac{n_1}{n}\right)^2 = \left(\frac{1350}{2700}\right)^2 = \left(\frac{1}{2}\right)^2 = \frac{1}{4},$$

откуда

$$N_{r_1} = N_r : 4 = 249 : 4 \approx 62\ л.\ с.,$$

т. е. с уменьшением числа оборотов вдвое мощность трения уменьшится в четыре раза.

Рис. 58. Изменение мощности трения в зависимости от числа оборотов

Если принять всю мощность трения за 100%, то для двигателя без нагнетателя она распределяется приблизительно следующим образом:

На трение поршней и поршневых колец о стенки цилиндров	≈50%
На трение в подшипниках	≈15%
На привод газораспределения	≈ 2%
На привод насосов	≈ 3%
На осуществление впуска и выпуска (насосную работу)	≈30%
Итого	100%

ГЛАВА VI

НАГНЕТАТЕЛИ

§ 53. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О НАГНЕТАТЕЛЯХ

В авиации приводной центробежный нагнетатель одним из первых был применен конструктором А. А. Бессоновым (в 1927 г.). В разработке теории и конструкции нагнетателей большую роль сыграли труды советских ученых Б. С. Стечкина, В. И. Дмитриевского, В. И. Поликовского и К. В. Холщевникова.

Нагнетатели поршневых двигателей по способу привода делятся на две основные группы:

1) приводные нагнетатели, имеющие механический привод от коленчатого вала двигателя;

2) турбокомпрессоры, приводимые в действие газовой турбиной, для вращения которой используются выхлопные газы двигателя.

По принципу действия нагнетатели обеих групп являются нагнетателями центробежного типа. Такой нагнетатель прост в устройстве и имеет небольшие габаритные размеры.

Установка нагнетателя на авиадвигатель разрешает две задачи:

1) увеличение мощности двигателя по сравнению с той, которую он может развивать, работая с впуском воздуха из атмосферы;

2) сохранение мощности, развиваемой двигателем с падением давления окружающей среды, т. е. с подъемом на высоту.

Увеличение мощности двигателя обеспечивается за счет наддува, создаваемого нагнетателем на впуске двигателя. Наддувом называется повышение давления воздуха на впуске в двигатель до величины, превосходящей атмосферное давление на уровне земли (760 *мм* рт. ст.). Благодаря этому увеличивается плотность воздуха на впуске и соответственно весовой заряд цилиндров, а следовательно, и мощность, развиваемая двигателем. Увеличение мощности двигателя наддувом часто называют форсированием (по мощности) или форсажем двигателя.

Давление, создаваемое нагнетателем на впуске двигателя, называется давлением наддува. Давление наддува принято выражать в *мм* рт. ст. и обозначать через p_k. Величина давления наддува в современных авиационных двигателях достигает значений $p_k = 1500 \div 2000$ *мм* рт. ст., т. е. в 2—3 раза превышает давление атмосферного воздуха на уровне земли. Соответственно с этим и мощность, развиваемая такими двигателями, в 2—3 раза больше той мощности, которую они могли бы развить на уровне земли при питании воздухом непосредственно из атмосферы.

Сохранение мощности двигателя с подъемом на высоту обеспечивается путем поддержания постоянства давления наддува p_k с падением давления окружающей среды. Каждый нагнетатель в состоянии сохранить создаваемое им давление наддува до вполне определенной высоты, на которую он рассчитан.

Высота, до которой нагнетатель в состоянии поддерживать постоянным заданное давление наддува p_k, называется расчетной высотой. Эта высота часто называется также высотностью или границей высотности двигателя и обычно обозначается через $H_р$ *м*.

Рис. 59. Схема расположения нагнетателя на двигателях с карбюратором:

а — нагнетатель расположен после карбюратора; *б* — на нетатель расположен перед карбюратором

При применении нагнетателей с механическим приводом от коленчатого вала двигателя расчетная высота не превышает величины $H_р = 5000 \div 7000$ *м*. Применение комбинированного наддува от нагнетателя с механическим приводом и нагнетателя, приводимого в действие турбиной, работающей от выхлопных газов двигателя, позволяет увеличить высотность до значений $H_р = 10\,000 \div 14\,000$ *м* и более.

В двигателях с карбюратором нагнетатель может устанавливаться после карбюратора и перед карбюратором.

В первом случае (рис. 59, *а*) воздух, поступая из атмосферы в цилиндры двигателя, предварительно проходит через карбюратор, а в нагнетатель поступает уже смешанным с топливом.

Во втором случае (рис. 59, *б*) воздух из атмосферы поступает в нагнетатель и затем в карбюратор, где происходит смешение его с топливом.

В звездообразных двигателях нагнетатель обычно устанавливается после карбюратора; в рядных двигателях применяются оба варианта.

§ 54. ПРИВОДНОЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ НАГНЕТАТЕЛЬ (ПЦН)

Приводной центробежный нагнетатель (рис. 60) состоит из входной улитки или входного патрубка *1*, крыльчатки *2*, лопаточного или безлопаточного диффузора *3*, сборника или выходной улитки *4* и привода *5* крыльчатки.

Входная улитка или входной патрубок *1* служит для подвода воздуха в нагнетатель и закрутки его. Закрутка воздушного потока во входной улитке в сторону вращения крыльчатки нагнетателя делается для того, чтобы воздух входил в крыльчатку без удара о лопатки, т. е. чтобы его скорость относительно лопаток крыльчатки была направлена по касательной к ним. Закрутка воздушного потока перед крыльчаткой в сторону ее вращения уменьшает мощность, затрачиваемую на вращение крыльчатки, и напор, создаваемый крыльчаткой.

В авиационных центробежных нагнетателях улитка не применяется. Воздух в таких нагнетателях поступает в крыльчатку в направлении ее оси (осевой вход). Кроме того, в некоторых нагнетателях перед крыльчаткой устанавливается направляющий аппарат, представляющий собой ряд лопаток, расположенных радиально перед входом в крыльчатку. Лопатки могут вращаться вокруг своих осей. Это так называемые поворотные лопатки Стечкина-Поликовского. Они дают возможность изменять закрутку воздуха на входе в крыльчатку нагнетателя во время его работы и тем самым регулировать мощность, затрачиваемую на его вращение, и создаваемое им давление. Во входном патрубке *1* устанавливается дроссельная заслонка *6*, которой можно регулировать давление наддува и количество воздуха, поступающего в нагнетатель (при наличии поворотных лопаток специальной дроссельной заслонки не требуется).

Крыльчатка *2* предназначена для увеличения скорости и давления проходящего через нее воздуха. Для того чтобы обеспечить безударное поступление воздуха в крыльчатку как при осевом входе, так и при применении поворотных лопаток, входные кромки лопаток загибаются в сторону вращения, образуя подвижной направляющий аппарат *7*. Подвижной направляющий аппарат может быть выполнен за одно целое с крыльчаткой или отдельно. В последнем случае он насаживается на ось или втулку крыльчатки.

Крыльчатка вместе с направляющим аппаратом приводится во вращение от коленчатого вала двигателя через шестеренчатую передачу. Число оборотов крыльчатки в современных двигателях может достигать 25 000 ÷ 30 000 в минуту. Отношение числа

Рис. 60. Схема приводного центробежного нагнетателя:
а — механизм передачи; *б* — входная улитка; *в* — выходная улитка
1 — входная улитка (входной патрубок); *2* — крыльчатка; *3* — диффузор; *4* — выходная улитка (сборник); *5* — привод; *6* — заслонка; *7* — направляющий аппарат

оборотов крыльчатки $n_{кр}$ к числу оборотов коленчатого вала n называется передаточным числом:

$$i = \frac{n_{кр}}{n}.$$

Диффузор *3* служит для преобразования кинетической энергии проходящего через него воздуха в потенциальную энергию давления. По своему типу диффузоры делятся на безлопаточные (щелевые) и лопаточные. На рис. 60 показан лопаточный диффузор.

Сборник или выходная улитка *4* направляет выходящий из диффузора воздух во впускные трубопроводы цилиндров двигателя. Входной патрубок *1*, крыльчатка *2*, диффузор *3* и выходная улитка *4* составляют гидравлическую часть ПЦН.

Привод *5* представляет собой систему шестерен, при помощи которых вращение от коленчатого вала передается к крыльчатке.

Если привод обеспечивает вращение крыльчатки нагнетателя с одним передаточным числом i, то нагнетатель называется односкоростным, при наличии двух передаточных чисел i_1 и i_2 нагнетатель называется двухскоростным. Так, например, на двигателе АШ-82 передаточное число к крыльчатке нагнетателя на первой скорости $i_1 = 7{,}14$ и число оборотов крыльчатки при $n = 2400$ *об/мин*

$$n_{кр_1} = ni_1 = 2400 \cdot 7{,}14 = 17\ 136 \text{ в минуту.}$$

При переключении привода на вторую скорость с передаточным числом $i_2 = 10$ число оборотов крыльчатки составляет соответственно

$$n_{кр_2} = ni_2 = 2400 \cdot 10 = 24\ 000 \text{ в минуту.}$$

Число передач к крыльчатке нагнетателя может быть и больше двух. Такие передачи обычно называются многоскоростными. Кроме того, существуют так называемые бесступенчатые передачи, дающие возможность непрерывно изменять передаточное число в некоторых пределах. К таким передачам относятся передачи, включающие в себя, кроме обычных шестерен, гидромуфты.

Увеличение числа передач к крыльчатке нагнетателя имеет своей основной целью регулирование числа его оборотов и поглощаемой им мощности в зависимости от высоты полета.

Рассмотрим работу приводного центробежного нагнетателя.

На рис. 61 представлено изменение давления p, температуры T и скорости c воздуха при движении его через нагнетатель. При вращении крыльчатки на входе в нее создается разрежение, вследствие чего воздух из окружающей среды, имеющей давление p_H и температуру T_H, начинает поступать в нагнетатель. Размеры входного патрубка выбираются с таким расчетом, чтобы на расчетном режиме скорость воздуха во входном сечении была

$c_0 = 60 \div 80$ *м/сек*. При движении по входному патрубку скорость воздуха несколько возрастает и составляет на входе в крыльчатку (сечение *1*) $c_1 = 80 \div 100$ *м/сек*. За счет увеличения скорости температура T_1 и давление p_1 на входе в крыльчатку несколько понижаются.

В крыльчатке воздуху сообщается энергия, подводимая от двигателя к валу нагнетателя. Эта энергия затрачивается на сжатие воздуха и увеличение его кинетической энергии. Сжатие воздуха происходит за счет центробежных сил, развивающихся вследствие большой скорости вращения крыльчатки. В результате к выходу из крыльчатки (сечение *2*) скорость воздуха повышается до $c_2 = 300 \div 400$ *м/сек*, а давление — до величины p_2. Так как при сжатии воздуха повышается и его температура, то температура воздуха на выходе его из крыльчатки T_2 будет также выше температуры T_1 на входе в нее. Далее воздух попадает в диффузор, где кинетическая энергия воздуха, приобретенная в крыльчатке, преобразуется в давление. Каналы диффузора, образованные лопатками, постепенно расширяются, что приводит к уменьшению скорости движения воздуха до величины c_3. Давление p_3 и температура T_3 воздуха при этом возрастают. Из диффузора воздух поступает в выходную улитку *4*, где происходит дальнейшее понижение скорости до величины c_4 и повышение давления и температуры воздуха до значений p_4 и T_4. Скорость воздуха c_4 на выходе из улитки путем подбора проходных сечений делают приблизительно равной скорости c_0 на входе, т. е. $c_4 \approx c_0$.

Рис. 61. Изменения параметров воздуха (смеси) в нагнетателе

Мощность N_c, затрачиваемая на вращение приводного центробежного нагнетателя, зависит от количества воздуха, протекающего через него в единицу времени, величины создаваемого им давления наддува и расчетной высоты и составляет от 10 до 20% от индикаторной мощности двигателя:

$$N_c = (0{,}10 \div 0{,}20)\ N_i\ л.\ с.$$

Из этой мощности только часть затрачивается на повышение давления от p_H до p_4, а остальная часть расходуется на механические потери в приводе к нагнетателю ($1 \div 2\%$), гидравлические потери, вызываемые трением боковых поверхностей крыльчатки в зазоре между ней и корпусом нагнетателя ($3 \div 8\%$), и потери, связанные с протеканием воздуха через нагнетатель

(25 ÷ 35%). Гидравлические потери переходят в тепло и вызывают дополнительное повышение температуры сжимаемого воздуха.

Из сборника или выходной улитки воздух по трубопроводам поступает в цилиндры двигателя.

Абсолютное давление p_4 воздуха (смеси), замеренное непосредственно на выходе из нагнетателя, есть давление наддува, обозначенное нами ранее p_k.

Абсолютное давление поступающего в цилиндры воздуха (смеси), замеренное во впускном трубопроводе двигателя перед впускными клапанами, может в случае установки карбюратора после нагнетателя значительно отличаться от p_k. Это давление обозначается через p_a.

Давление наддува p_k зависит от давления воздуха на входе в крыльчатку и степени повышения давления в нагнетателе, определяемой диаметром крыльчатки и числом ее оборотов. Так как давление воздуха на входе в крыльчатку зависит от давления окружающей среды, то отсюда следует, что давление наддува зависит от степени открытия дроссельной заслонки нагнетателя или положения поворотных лопаток и высоты полета (давления окружающей среды).

В приводных центробежных нагнетателях современных двигателей температура в среднем повышается на 70 ÷ 150° С при работе двигателя на номинальном режиме.

Повышение температуры воздуха в нагнетателе (подогрев воздуха) приводит к повышению температурного режима работы двигателя и к уменьшению весового количества поступающего в цилиндр воздуха. Последнее вызывает понижение эффективной мощности двигателя. При сильном подогреве воздуха в нагнетателе необходима установка специального радиатора для охлаждения выходящего из него воздуха.

§ 55. МОЩНОСТЬ, ЗАТРАЧИВАЕМАЯ НА НАГНЕТАТЕЛЬ

Мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, может быть подсчитана по формуле

$$N_c = \frac{G_{сек} L_{ад}}{75 \eta_c} \text{ л. с.}, \qquad (76)$$

где $G_{сек}$ — секундный расход воздуха через нагнетатель в *кг/сек*;

$L_{ад}$ — теоретическая работа, называемая адиабатической работой, которую нужно затратить на сжатие и подачу 1 *кг* воздуха, в *кгм/кг*;

η_c — эффективный коэффициент полезного действия нагнетателя.

Из формулы (76) видно, что мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, растет прямо пропорционально количеству воздуха, проходящего через нагнетатель в

единицу времени, и величине работы, расходуемой на сжатие и нагнетание 1 *кг* воздуха. Кроме того, мощность, затрачиваемая на нагнетатель, будет тем больше, чем больше в нем гидравлические потери, т. е. чем меньше его к. п. д. η_c.

Так как нагнетатель подает воздух в двигатель, развивающий определенное число оборотов и имеющий определенный рабочий объем цилиндров, то секундный расход воздуха $G_{сек}$ может быть подсчитан по формуле (42) для часового расхода из выражения

$$G_{сек} = \frac{1}{120} iV_h n \eta_v \gamma_k, \tag{77}$$

где γ_k — плотность воздуха на впуске при давлении p_k и температуре T_k на выходе из нагнетателя, в *кг/м*³.

Адиабатическая работа по заданным давлению наддува p_k и расчетной высоте $H_р$ может быть рассчитана по формуле

$$L_{ад} = 102{,}5 T_H \left[\left(\frac{p_k}{p_H}\right)^{0{,}286} - 1\right] \text{ кгл/кг}, \tag{78}$$

где p_H и T_H — соответственно давление и температура атмосферы на расчетной высоте $H_р$.

Отношение давления наддува к давлению на входе в нагнетатель называется **степенью повышения давления в нагнетателе**:

$$\delta = \frac{p_k}{p_H}.$$

Из формулы (78) видно, что адиабатическая работа будет тем больше, чем выше температура воздуха, поступающего в нагнетатель, и чем больше заданная степень повышения давления. Величина адиабатической работы, которая может быть получена от нагнетателя, тем больше, чем больше окружная скорость крыльчатки. В теории нагнетателей доказывается, что величина адиабатической работы, которая может быть получена от нагнетателя, связана с окружной скоростью крыльчатки следующим выражением:

$$L_{ад} = \eta_h \frac{u_2^2}{g} \text{ кгм/кг}, \tag{79}$$

где u_2 — окружная скорость крыльчатки в *м/сек*;
g — ускорение силы тяжести в *м/сек*²;
η_h — коэффициент полезного действия, характеризующий степень преобразования кинетической энергии на окружности колеса в адиабатическую работу.

Из последней формулы видно, что адиабатическая работа прямо пропорциональна квадрату окружной скорости крыльчатки. Так как для данного нагнетателя диаметр крыльчатки имеет определенный размер, то окружная скорость будет пропорциональна числу оборотов крыльчатки, а адиабатическая работа,

очевидно, — квадрату числа оборотов крыльчатки или, при заданном передаточном числе к крыльчатке нагнетателя, — квадрату числа оборотов двигателя, т. е.

$$L_{ад} = An^2, \tag{80}$$

где A — постоянный коэффициент.

Из последней формулы следует, что величина работы, подводимой к 1 *кг* воздуха в крыльчатке нагнетателя, зависит только от числа оборотов крыльчатки. Если число оборотов крыльчатки постоянно, то постоянна и величина адиабатической работы.

Допустим, что крыльчатка данного нагнетателя вращается с постоянным числом оборотов и, следовательно, величина адиабатической работы имеет определенное постоянное значение. Если мы обратимся к формуле (78), то увидим, что при $L_{ад}$ = пост. степень повышения давления в нагнетателе $\left(\frac{p_k}{p_H}\right)$ будет изменяться в зависимости от температуры воздуха T_H на входе[1]. С повышением температуры степень повышения давления уменьшается, а с понижением T_H, наоборот, растет таким образом, что вся правая часть формулы сохраняет постоянную величину, равную $L_{ад}$. Это свойство центробежных нагнетателей проявляется при работе двигателя с постоянным числом оборотов на разных высотах, где падение температуры окружающего воздуха с высотой приводит к увеличению степени повышения давления.

В процессе сжатия воздуха в нагнетателе температура его повышается. Разность температур воздуха на выходе и входе в нагнетатель называется подогревом воздуха в нагнетателе.

$$\Delta t = T_k - T_H. \tag{81}$$

Подогрев воздуха в нагнетателе прямо пропорционален величине адиабатической работы и тем больше, чем меньше к. п. д. η_c нагнетателя. Так как адиабатическая работа пропорциональна квадрату числа оборотов нагнетателя (или двигателя), то для данного нагнетателя, имеющего к. п. д. определенной величины, подогрев Δt изменяется также пропорционально квадрату числа оборотов и при постоянном числе оборотов остается постоянным вне зависимости от давления и температуры воздуха на входе в нагнетатель. Для приводных центробежных нагнетателей поршневых двигателей величина подогрева воздуха составляет $\Delta t = 70 \div 150°$ С.

---

[1] Степень повышения давления из формулы (78) выражается таким образом:

$$\frac{p_к}{p_H} = \left(\frac{L_{ад}}{102{,}5\ T_H} + 1\right)^{3{,}5}.$$

Как указывалось выше (см. стр. 135), из всей работы или мощности, подведенной к валу крыльчатки, только часть преобразуется в работу сжатия, а остальная часть затрачивается на преодоление механических и гидравлических потерь.

Отношение работы, теоретически необходимой для сжатия воздуха до заданного давления, т. е. адиабатической работы $L_{ад}$, к полной работе $L_{пол}$, подведенной к валу крыльчатки, называется эффективным к. п. д. нагнетателя η_c.

$$\eta_c = \frac{L_{ад}}{L_{пол}}. \qquad (82)$$

Для нагнетателей поршневых двигателей величина эффективного к. п. д. составляет $\eta_c = 0{,}55 \div 0{,}65$.

В табл. 5 приведены данные нагнетателей некоторых авиационных двигателей.

Таблица 5

Характеристика нагнетателей некоторых авиационных двигателей

Тип двигателя	Обороты крыльчатки нагнетателя в минуту	Наддув, *мм* рт. ст.	Мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, *л. с.*
АМ-38	25 000 27 600 17 100	1 565 1 720 1 000	260 340 115
АШ-82	17 800 24 000 17 100	1 180 1 000 910	150 230 93
ВК-105	24 000	910	160

§ 56. РЕГУЛИРОВКА ДАВЛЕНИЯ НАДДУВА p_k, СОЗДАВАЕМОГО НАГНЕТАТЕЛЕМ

Для обеспечения высотности двигателя нагнетатель конструируют с таким расчетом, чтобы он мог при расчетном числе оборотов крыльчатки обеспечить необходимое (заданное) давление наддува p_k на расчетной высоте. Давление наддува при постоянном числе оборотов крыльчатки зависит от давления окружающей среды и степени повышения давления воздуха в нагнетателе:

$$\delta = \frac{p_k}{p_H},$$

отсюда

$$p_k = \delta p_H.$$

Из этих выражений видно, что при уменьшении высоты полета (т. е. при увеличении p_H), для того чтобы сохранить p_k постоянным, степень повышения давления должна быть уменьшена.

При постоянном числе оборотов двигателя, а следовательно, и крыльчатки нагнетателя величина адиабатической работы $L_{ад}$ (см. стр. 138) остается постоянной. Поэтому степень повышения давления δ будет зависеть только от температуры окружающей среды [см. формулу (78)]. С уменьшением высоты полета температура T_H возрастает и величина δ соответственно уменьшается. Однако вследствие малого роста температуры T_H с уменьшением высоты (6,5° С на 1000 *м* высоты) степень повышения давления уменьшается очень мало и не может ни в какой мере компенсировать рост давления p_H окружающей среды.

Поэтому единственным способом сохранения постоянства давления наддува p_k при полетах на высотах, меньших расчетной, и постоянном числе оборотов двигателя является уменьшение давления воздуха на входе в крыльчатку за счет прикрытия дроссельной заслонки, установленной во входном патрубке нагнетателя.

Регулирование постоянства давления наддува p_k путем дросселирования воздуха, поступающего в нагнетатель, невыгодно, так как приводит к излишним затратам мощности на вращение крыльчатки нагнетателя.

Действительно, при постоянном давлении на впуске в двигатель, равном p_k, и постоянном числе оборотов двигателя расход воздуха через двигатель в пределах высот от земли и до расчетной высоты можно считать в первом приближении постоянным. Вместе с тем степень повышения давления δ, необходимая для сжатия воздуха до заданного давления p_k, непрерывно уменьшается с уменьшением высоты (с увеличением p_H). С уменьшением величины δ должна уменьшаться и величина работы $L_{ад}$, необходимая для сжатия воздуха [см. формулу (78)], а следовательно, и мощность, необходимая для вращения крыльчатки нагнетателя. В действительности же при постоянном числе оборотов нагнетателя величина $L_{ад}$ остается постоянной, а так как расход воздуха $G_{сек}$ через двигатель также не меняется, то и мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, будет оставаться практически постоянной от земли до расчетной высоты. Эта мощность будет равна мощности, необходимой для сжатия и подачи воздуха с давлением p_k только на расчетной высоте. Для всех же высот, меньших расчетной, мощность, затрачиваемая на вращение нагнетателя, будет излишне большой.

Излишняя затрата мощности достигает наибольшей величины на уровне земли. Чем больше расчетная высота нагнетателя и его расчетное давление наддува p_k, тем соответственно больше излишние затраты мощности на привод нагнетателя на уровне земли. Эти потери снижают эффективную мощность двигателя у земли и неблагоприятно влияют на летные данные самолета.

Из сказанного выше следует, что значительно более выгодным, с точки зрения затраты мощности на вращение крыльчатки нагнетателя, является сохранение постоянства давления над-

дува p_k путем изменения числа оборотов крыльчатки нагнетателя при полном открытии дросселя на входе. В этом случае при снижении самолета от расчетной высоты до земли число оборотов крыльчатки нагнетателя непрерывно уменьшается, в соответствии с чем уменьшается и величина работы, сообщаемой воздуху в крыльчатке, и мощность, затрачиваемая на ее вращение.

Таким образом, наиболее выгодным будет, очевидно, применение такой передачи в приводе к нагнетателю, которая позволяла бы регулировать постоянство давления наддува p_k за счет плавного изменения передаточного числа. К сожалению, практически осуществить такие передачи полностью еще не удается. Применяемые в ряде двигателей гидромуфты обеспечивают возможность непрерывного изменения числа оборотов в сравнительно узких пределах и, кроме того, требуют дополнительной затраты мощности на свое вращение и специальных устройств для подвода к ним масла и его охлаждения. Ввиду этого на практике обычно применяют шестеренчатый привод к нагнетателю, обеспечивающий возможность получения нескольких передаточных чисел.

Рис. 62. Изменение степени повышения давления нагнетателя и числа оборотов крыльчатки от высоты

На графике рис. 62 нанесены числа оборотов n и степени повышения давления δ односкоростного и двухскоростного нагнетателей по сравнению с теми же величинами у нагнетателя, имеющего передачу с бесступенчатым изменением скоростей. Во всех трех случаях нагнетатели сохраняют постоянное давление наддува p_k до расчетной высоты $H = H_{p_2}$.

Работа нагнетателя с бесступенчатым изменением скоростей представлена пунктирными линиями *БМА* и *бма*. Линия *БМА* представляет собой степень повышения давления δ, необходимую для получения на данной высоте заданного значения p_k. Линия *бма* представляет собой число оборотов крыльчатки нагнетателя, необходимое для получения степени повышения давления, соответствующей линии *БМА*. Таким образом, при возможности непрерывного изменения числа оборотов крыльчатки нагнетателя мощность, затрачиваемая на ее вращение, является минимально необходимой для каждой высоты.

В односкоростном нагнетателе число оборотов сохраняется постоянным для всех высот (линия *вла*). Соответствующая этому числу оборотов степень повышения давления (линия *ВЛА*) не-

сколько понижается с уменьшением высоты вследствие повышения температуры окружающего воздуха. Как видно, только на высоте H_{p_2}, на которую рассчитан нагнетатель, число оборотов крыльчатки нагнетателя обеспечивает степень повышения давления, необходимую для получения заданного давления p_k при полном открытии дросселя (точка *А*). На всех высотах, меньших H_{p_2}, степень повышения давления, создаваемая нагнетателем при постоянном числе оборотов, значительно превосходит величину δ, необходимую для получения постоянного давления p_k, что видно из сравнения кривых *ВЛА* и *БМА*.

Следовательно, постоянное по высоте давление наддува может быть сохранено только путем дросселирования, т. е. понижения давления на входе в нагнетатель. Однако дросселирование снижает давление на входе в нагнетатель, но не степень повышения давления в нагнетателе. Последняя зависит только от числа оборотов и температуры воздуха на входе и остается неизменной вне зависимости от положения дроссельной заслонки. Поэтому на всех высотах, меньших H_{p_2}, на нагнетатель будет затрачиваться излишняя мощность.

При двухскоростном нагнетателе, кроме передаточного числа i_2, обеспечивающего получение заданного давления p_k на расчетной высоте H_{p_2}, в привод нагнетателя вводится второе, меньшее передаточное число i_1 (первая скорость), при работе на котором число оборотов крыльчатки нагнетателя получается меньшим и соответственно уменьшается его расчетная высота до величины H_{p_1}. На графике линия *смла* представляет собой изменение числа оборотов такого нагнетателя по высоте.

От земли до первой расчетной высоты нагнетатель работает на первой скорости (передача i_1) с числом оборотов, соответствующим линии *см*. На высоте H_{p_1} производится переключение нагнетателя на вторую скорость (передача i_2), при этом число оборотов нагнетателя возрастает (линия *мл*) и далее остается постоянным (линия *ла*). Изменение степени повышения давления в нагнетателе с высотой представлено линией *СМЛА*.

Сравнивая нагнетатель с двухскоростной передачей с односкоростным нагнетателем, мы видим, что первый имеет значительное преимущество, состоящее в том, что на малых высотах, вплоть до H_{p_1}, этот нагнетатель вследствие меньшего числа оборотов имеет меньшую степень повышения давления, а следовательно, требует и меньшей затраты мощности.

Существенным преимуществом двух- и многоскоростных нагнетателей по сравнению с односкоростным является также и то, что с уменьшением числа оборотов уменьшается не только работа, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, но и подогрев воздуха. Вследствие этого понижается температура воздуха на выходе из нагнетателя и при неизменном давлении наддува увеличивается весовое количество воздуха, поступающего в двигатель, а следовательно, и его мощность.

Таким образом, применение двух- или многоскоростных нагнетателей улучшает работу двигателя на малых высотах за счет уменьшения мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя, и меньшего повышения температуры воздуха, поступающего в двигатель.

Уменьшение затраты мощности на вращение нагнетателя на малых высотах может быть достигнуто и на односкоростном нагнетателе при помощи поворотных лопаток Стечкина-Поликовского, установленных перед крыльчаткой. При работе на земле лопатки устанавливаются в положение, при котором они обеспечивают максимальную закрутку воздуха. При этом уменьшается мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, и одновременно давление на входе, степень повышения давления и подогрев воздуха в нагнетателе. По мере подъема на высоту постоянство давления наддува p_k обеспечивается поворотом лопаток, благодаря которому уменьшается дросселирование и закрутка воздуха и соответственно увеличивается степень повышения давления.

§ 57. РЕГУЛЯТОР ПОСТОЯНСТВА ДАВЛЕНИЯ НАДДУВА

Для облегчения работы летчика в полете на высотных двигателях устанавливаются автоматические регуляторы постоянства давления наддува (РПД). Назначение РПД состоит в том, чтобы не допускать увеличения наддува сверх установленной для данного двигателя величины, а также поддерживать постоянство наддува при изменении высоты до расчетной.

Одна из схем [1] устройства регулятора постоянного давления приведена на рис. 63. РПД состоит из анероидной коробки *1*, золотника *5*, поршня *3* со штоком, пружины *13* и регулировочного устройства *6*. Кроме того, в большинстве регуляторов имеется дополнительное устройство (на схеме не показано), дающее возможность летчику при форсировании двигателя увеличивать наддув сверх номинальной величины.

Анероидная коробка *1* имеет внутри пружину *15* и заполнена нейтральным газом (азотом), имеющим примерно атмосферное давление. Коробка помещена внутри герметически закрытого колпака *7*, сообщающегося через канал *2* с полостью сборника нагнетателя. Один конец анероидной коробки жестко соединен со стержнем, ввернутым в колпак, а второй шарнирно соединен с золотником *5*.

При деформации коробки золотник перемещается в канале *8*, к которому по каналу *9* подводится масло из нагнетающей магистрали. Канал *10* соединяет канал *8* с картером двигателя. Канал *8* каналом *11* сообщается с полостью цилиндра *12*, в котором движется поршень *3* со штоком. Шток поршня имеет на

[1] Для двигателей ВК.

Рис. 63. Принципиальная схема работы РПД:

а — нейтральное положение золотника; *б* — нижнее и *в* — верхнее положения золотника; *1* — анероидная коробка; *2* — канал; *3* — поршень; *4* — заслонка; *5* — золотник; *6* — регулировочное устройство; *7* — колпак; *8* — канал; *9* — канал подвода масла из нагнетающей магистрали; *10* — канал выхода масла в картер двигателя; *11* — канал; *12* — цилиндр; *13* — пружина; *14* — зубчатый сектор; *15* — пружина

конце зубчатую рейку, соединенную с зубчатым сектором *14*, сидящим на оси дроссельной заслонки *4* нагнетателя.

Принцип действия РПД следующий.

При расчетном давлении наддува золотник находится в нейтральном положении (рис. 63, *а*), при котором доступ масла в полость цилиндра *12* перекрыт буртиком золотника *5*. При этих условиях поршень *3* и заслонка *4* нагнетателя остаются неподвижными в определенном положении.

Если по каким-либо причинам (например, вследствие подъема на высоту) давление, создаваемое нагнетателем, станет меньше расчетного, то анероидная коробка *1* под действием давления заключенного в ней газа и внутренней пружины *15* расширится и переместит золотник из нейтрального положения вниз (рис. 63, *б*). При перемещении золотника откроется доступ масла из нагнетающей магистрали двигателя по каналам *9*, *8* и *11* в полость цилиндра *12*. Под действием давления масла поршень начнет перемещаться влево, сжимая пружину *13*. Это вызовет открытие заслонки нагнетателя и постепенное увеличение давления наддува. С увеличением давления наддува анероидная коробка начнет

сжиматься и вновь установит золотник в нейтральное положение, зафиксировав заслонку нагнетателя уже в новом положении при расчетной величине наддува.

Если по каким-либо причинам (например, при снижении самолета с полным газом или при увеличении числа оборотов крыльчатки) давление наддува превысит расчетную величину, то анероидная коробка сожмется на бо́льшую величину, чем при расчетном давлении наддува (рис. 63, *в*). При этом золотник *5* переместится из нейтрального положения вверх и сообщит полость цилиндра *12* с каналом *10*, отводящим масло в картер. Под действием пружины поршень начнет перемещаться вправо, вытесняя масло в картер и одновременно прикрывая заслонку нагнетателя. При этом давление наддува понизится и анероид, расширяясь, вновь возвратит золотник в нейтральное положение в тот момент, когда давление наддува станет равным расчетному

Регулировочное устройство *6* дает возможность перемещать анероид *1* вместе с золотником *5* в вертикальном направлении и тем самым регулировать величину давления наддува, при котором золотник устанавливается в нейтральное положение.

Необходимо иметь в виду, что РПД вступает в работу только при таком числе оборотов двигателя, при котором давление наддува при полном открытии заслонки становится больше расчетного. При меньших давлениях наддува РПД открывает заслонку полностью и управление ею осуществляется вручную, для чего РПД снабжается специальным устройством, при помощи которого он выключается на малых оборотах.

ГЛАВА VII

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ

§ 58. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ХАРАКТЕРИСТИКАХ

Для правильной эксплуатации двигателя необходимо знать изменение его эффективной мощности и удельного эффективного расхода топлива в зависимости от условий работы. Значения мощности и расхода топлива при различных условиях работы двигателя определяются по его характеристикам.

Характеристиками двигателя принято называть зависимости его эффективной мощности N_e и эффективного расхода топлива C_e от какой-либо величины, по изменению которой в условиях эксплуатации мы устанавливаем или контролируем режим работы двигателя.

Мощность, развиваемая двигателем, и удельный расход топлива зависят в основном от числа его оборотов, давления наддува и от давления и температуры атмосферного воздуха, т. е. от высоты полета. Эти же величины удобнее всего поддаются измерению и контролю в условиях эксплуатацни. Поэтому изменение мощности и удельного расхода топлива двигателя принято определять в зависимости от числа оборотов, давления наддува и высоты полета.

Характеристики двигателя представляются обычно в форме графиков, в которых по оси ординат откладываются значения эффективной мощности и соответствующего ей удельного эффективного расхода топлива (иногда откладываются дополнительно и другие величины, характеризующие работу двигателя, например часовой расход топлива, давление наддува и т. д.), а по оси абсцисс — та величина, от которой дается зависимость этих величин, т. е. число оборотов, давление наддува, высота полета и пр.

Характеристики двигателя могут быть получены путем расчета или по результатам испытания двигателей на станке. Основными характеристиками, имеющими наибольшее практическое значение, являются характеристики по числу оборотов — внешняя и винтовая (дроссельная), а также характеристики в зависимости от высоты полета — высотные характеристики.

§ 59. ВИНТЫ ФИКСИРОВАННОГО И ИЗМЕНЯЕМОГО В ПОЛЕТЕ ШАГА

Авиационные двигатели передают развиваемую ими мощность воздушному винту. Таким образом, воздушный винт является тормозом, поглощающим мощность двигателя. При установившемся режиме работы двигателя его эффективная мощность N_e равняется мощности $N_в$, поглощаемой винтом:

$$N_e = N_в.$$

Существует два типа воздушных винтов: винты фиксированного шага (ВФШ) и винты изменяемого в полете шага (ВИШ).

У первых винтов (ВФШ) лопасти жестко связаны со втулкой, вследствие чего угол φ наклона лопастей к плоскости вращения винта (рис. 64) не может быть изменен.

Рис. 64. Винт фиксированного шага (ВФШ)

Мощность, поглощаемая винтом такого типа, прямо пропорциональна плотности воздуха и кубу числа оборотов винта и выражается формулой

$$N_в = A\gamma_в n_в^3, \qquad (83)$$

где $\gamma_в$ — плотность окружающей среды в $кг/м^3$;

$n_в$ — число оборотов винта в минуту;

A — постоянный коэффициент, учитывающий угол установки лопастей и геометрические размеры винта.

Мощность, необходимая для вращения таких винтов, как видно из формулы (83), зависит только от плотности воздуха и числа оборотов винта.

У винтов второго типа (ВИШ, рис. 65) лопасти делаются подвижными относительно втулки винта и угол φ их наклона к плоскости вращения винта может быть по желанию летчика изменен от некоторого минимального до некоторого максимального значения. Так, например, для винта ВИШ-111В-38 минимальный угол установки $\varphi_{мин} = 17°$, а максимальный $\varphi_{макс} = 48°$.

Мощность, необходимая для вращения винта такого типа, зависит не только от числа оборотов и плотности окружающего воздуха, но и от угла φ установки лопастей. При постоянном числе оборотов и постоянной плотности воздуха такой винт поглощает тем бо́льшую мощность, чем больше установочный угол φ лопастей. Увеличение угла φ принято называть затяжелением, а уменьшение угла φ — облегчением винта. Каждому положению лопастей винта соответствует в формуле (83) свое значение коэффициента A, причем величина A

Рис. 65. Винт изменяемого шага (ВИШ):
а — минимальный угол установки лопасти; *б* — максимальный угол установки лопасти

будет тем больше, чем больше угол φ. Таким образом, для винтов изменяемого шага знание числа оборотов и плотности атмосферного воздуха недостаточно для определения поглощаемой ими мощности.

§ 60. ВНЕШНЯЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ

Внешней характеристикой двигателя называется зависимость эффективной мощности и эффективного удельного расхода топлива от числа оборотов коленчатого вала при максимально допустимом давлении наддува или при полном открытии дроссельной заслонки.

При работе двигателя по внешней характеристике состав смеси на всех оборотах поддерживается постоянным и отрегулированным на максимальную мощность или отсутствие детонации. Опережение зажигания устанавливают наивыгоднейшее, т. е. такое, которое обеспечивает получение максимальной мощности или же отсутствие детонации при работе. У двигателей с нагнетателем дроссельная заслонка для каждого числа оборотов устанавливается таким образом, чтобы получить постоянное максимально допустимое давление наддува $p_{k_{макс}}$, а для двигателей без нагнетателя открывается полностью. Число оборотов коленчатого вала изменяется облегчением или затяжелением винта, т. е. уменьшением или увеличением угла φ.

Внешнюю характеристику двигателя можно определить по данным испытания его на станке следующим образом. На носок вала двигателя, закрепленного на балансирном станке, устанавливают винт изменяемого шага. После этого запускают двигатель и, прогрев его, открывают при данном угле φ установки лопастей винта дроссельную заслонку полностью или до максимально допустимого наддува. Когда режим работы двигателя установится, замеряют крутящий момент, число оборотов и часовой расход топлива. После этого, оставляя дроссельную заслонку полностью открытой или сохраняя постоянное давление наддува

$p_{k\,макс}$, изменением угла φ лопастей винта, переводят двигатель на другие обороты и вновь измеряют крутящий момент, число оборотов и часовой расход топлива. Такие замеры производятся для нескольких углов φ установки лопастей. Затем по формулам (63′), (63″) и (67) подсчитывают эффективную мощность и удельный расход топлива.

Результаты подсчета эффективной мощности и удельного расхода топлива представляют в виде графика. На рис. 66 и 67 приведены внешние характеристики двигателя без нагнетателя (М-11ФР) и двигателя с нагнетателем (ВК-105).

Рис. 66. Внешняя характеристика двигателя без нагнетателя

1 — кривая изменения мощности; 2 — кривая изменения удельного расхода

Рассматривая эти характеристики, мы видим, что с увеличением числа оборотов эффективная мощность двигателей сначала возрастает, причем это возрастание происходит не прямо пропорционально числу оборотов, а медленнее. При дальнейшем увеличении числа оборотов эффективная мощность достигает наибольшего значения, а затем начинает уменьшаться. Эффективный удельный расход топлива C_e с увеличением числа оборотов непрерывно увеличивается.

Для объяснения такого характера изменения N_e и C_e с числом оборотов напомним, что эффективная мощность двигателя выражается формулами (61) и 62):

$$N_e = N_i - N_r \text{ и } N_e = N_i - N_r - N_c.$$

и рассмотрим отдельно зависимость от числа оборотов индикаторной мощности N_i, мощности трения N_r, мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя N_c и механического к. п. д. η_m.

Для анализа индикаторной мощности воспользуемся формулой (56′). При работе двигателя по внешней характеристике коэффициент избытка воздуха α поддерживается постоянным.

Рис. 67. Внешняя характеристика двигателя с нагнетателем

Вследствие этого индикаторный к. п. д. двигателя η_i будет постоянным при всех числах оборотов, а также будет постоянным входящее в формулу (56′) отношение $\frac{\eta_i}{\alpha}$. Точно так же постоянным будет и рабочий объем цилиндров двигателя iV_h. При этих условиях формула (56′) может быть написана в следующем виде:

$$N_i = B\eta_v\gamma_k n, \qquad (56'')$$

где $B = \frac{30}{632}\frac{H_u}{L_0}\frac{\eta_i}{\alpha}iV_h$ — постоянная величина.

В двигателях без нагнетателя плотность воздуха на впуске в двигатель равна плотности окружающей среды $\gamma_k = \gamma_H$ и, очевидно, также является постоянной. Поэтому для этих двигателей изменение индикаторной мощности с числом оборотов будет зависеть только от коэффициента наполнения η_v. Если бы η_v было при всех оборотах одинаковым, то индикаторная мощность возрастала бы прямо пропорционально числу оборотов, т. е. по закону прямой линии.

В действительности с увеличением числа оборотов возрастают гидравлические потери во впускной системе, что приводит к постепенному уменьшению коэффициента наполнения. Вследствие уменьшения коэффициента наполнения индикаторная мощность двигателя возрастает медленнее числа оборотов.

Рис. 68. Изменение коэффициента наполнения η_v и индикаторной мощности двигателя без нагнетателя по внешней характеристике

Рис. 69. Изменение индикаторной мощности двигателя с нагнетателем по внешней характеристике

На рис. 68 дано примерное изменение коэффициента наполнения η_v и индикаторной мощности двигателя М-11ФР по внешней характеристике. Наклонная пунктирная прямая соответствует изменению мощности при постоянном значении коэффициента наполнения.

Сплошная кривая показывает действительное изменение индикаторной мощности. Как видно из графика, действительная мощность отклоняется от прямой.

В двигателях с нагнетателем коэффициент наполнения также убывает с увеличением числа оборотов. Кроме того, у этих двигателей с увеличением числа оборотов уменьшается также и

плотность воздуха на впуске γ_k. Последнее объясняется тем, что при увеличении числа оборотов двигателя соответственно возрастает и число оборотов крыльчатки нагнетателя, что вызывает увеличение подогрева воздуха в нагнетателе и рост температуры воздуха T_k на впуске в двигатель. Вследствие этого с увеличением числа оборотов индикаторная мощность двигателя с нагнетателем возрастает относительно медленнее, чем двигателя без нагнетателя. Характер изменения индикаторной мощности двигателя с нагнетателем дан на рис. 69.

Мощность N_r, затрачиваемая на трение двигателя, согласно формуле (75) равна

$$N_r = An^2$$

и, следовательно, увеличивается с числом оборотов значительно быстрее индикаторной мощности.

Мощность N_c, затрачиваемая на нагнетатель, подсчитывается по формуле (76)

$$N_c = \frac{G_{сек} L_{ад}}{75\eta_c}. \qquad (76')$$

При работе двигателя по внешней характеристике изменением к. п. д. нагнетателя можно пренебречь и считать его постоянным. Как видно из формулы (76′), при этом условии мощность N_c изменяется прямо пропорционально произведению $G_{сек} \cdot L_{ад}$.

Из сравнения между собой формулы (54′) для расхода воздуха и формулы (56) для индикаторной мощности видно, что при работе двигателя по внешней характеристике расход воздуха изменяется прямо пропорционально индикаторной мощности (вследствие постоянства отношения $\frac{\eta_i}{a}$) и, следовательно, возрастает несколько медленнее, чем число оборотов двигателя.

Величина адиабатической работы, как было показано выше, возрастает пропорционально квадрату числа оборотов двигателя.

При подсчете мощности, затрачиваемой на нагнетатель, при работе двигателя по внешней характеристике можно с небольшой ошибкой допустить, что расход воздуха изменяется прямо пропорционально числу оборотов двигателя. При этом допущении очевидно, что произведение $G_{сек} \cdot L_{ад}$ будет изменяться прямо пропорционально кубу числа оборотов, и мощность N_c, затрачиваемая на нагнетатель, выразится формулой

$$N_c = cn^3 \qquad (84)$$

(c — постоянная величина), т. е. будет увеличиваться с числом оборотов быстрее, чем мощность трения N_r.

На рис. 68 и 69 в том же масштабе, что и индикаторные мощности N_i, нанесены мощности N_r, затрачиваемые на трение. Кроме того, на рис. 69 дополнительно проведена кривая, пред-

ставляющая собой сумму мощности трения N_r и мощности нагнетателя N_c — $(N_r + N_c)$.

Эффективная мощность N_e двигателя представляет собой разность между индикаторной мощностью N_i и мощностью трения N_r или суммой мощностей трения и нагнетателя $N_r + N_c$. На рис. 69 и 68 эффективные мощности выражаются отрезками между кривыми соответствующих мощностей. Если отложить эти отрезки непосредственно от оси абсцисс и соединить концы их плавными кривыми, то эти кривые будут внешними характеристиками двигателей.

Сравнивая между собой изменение индикаторной мощности N_i и эффективной N_e в зависимости от числа оборотов, мы видим (см. заштрихованную область), что вторая все более и более отстает в своем росте от первой вследствие роста затрат мощности на трение и привод нагнетателя. При числе оборотов, при котором увеличение индикаторной мощности за счет оборотов становится равным увеличению мощности, затрачиваемой на трение и привод нагнетателя, эффективная мощность достигает своего максимального значения. При дальнейшем увеличении числа оборотов прирост индикаторной мощности становится меньше прироста мощностей N_r и N_c, вследствие чего эффективная мощность N_e начинает уменьшаться.

С увеличением числа оборотов затрата мощности на трение и на привод нагнетателя составляет все бо́льшую и бо́льшую долю от индикаторной мощности, замедляя тем самым рост эффективной мощности по сравнению с индикаторной. Вследствие этого с увеличением числа оборотов двигателя его механический к. п. д. $\eta_m = \frac{N_e}{N_i}$ уменьшается. Механический к. п. д. с ростом числа оборотов сильнее уменьшается в двигателях с нагнетателем из-за влияния мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя.

Двигатель работает по внешней характеристике при постоянном составе смеси. При постоянном коэффициенте избытка воздуха α постоянным будет и индикаторный к. п. д. η_i (см. § 35), а следовательно, и обратная ему величина — удельный индикаторный расход топлива C_i. Удельный эффективный расход топлива C_e связан с индикаторным расходом формулой (70):

$$C_e = \frac{C_i}{\eta_m}.$$

Очевидно, что с уменьшением η_m эффективный расход топлива C_e будет возрастать. Таким образом, увеличение удельного эффективного расхода топлива с числом оборотов при работе двигателя по внешней характеристике объясняется ростом той доли, которую составляют механические потери и потери на привод нагнетателя от индикаторной мощности.

Имея внешнюю характеристику двигателя, легко определить часовой расход топлива для любого числа оборотов двигателя (см. рис. 67). Для этого при данном числе оборотов (2500 *об/мин*) находим по графику удельный расход топлива (0,275 *кг/л. с. ч.*) и соответствующую эффективную мощность (1015 *л. с.*).

Перемножая полученные данные, находим часовой расход топлива при оборотах 2500 в минуту:

$$C_h = C_e N_e = 0{,}275 \cdot 1015 = 280 \text{ кг/час}.$$

Изменение часового расхода топлива дано на рис. 67 (линия $C_{h_{вн}}$).

§ 61. ВИНТОВАЯ (ДРОССЕЛЬНАЯ) ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ

Мощность, необходимая для вращения винта, зависит от его размеров, угла φ установки лопастей, плотности воздуха и числа оборотов и для винта данных размеров выражается, как мы показали выше (см. стр. 147), формулой

$$N_в = A\gamma_в n_в^3.$$

Рис. 70. Винтовая характеристика двигателя

Если у ВИШ, установленного на двигателе, закрепить лопасти в определенном положении, то при постоянной плотности окружающего воздуха мощность, необходимая для вращения винта, будет изменяться пропорционально кубу числа оборотов и будет соответствовать сплошной кривой, изображенной на рис. 70. Эта кривая представляет собой кубическую параболу. На том же рисунке пунктиром дана внешняя характеристика двигателя.

Рассматривая совместно внешнюю характеристику двигателя и характеристику винта, мы видим, что обе эти кривые пересе-

каются только в одной вполне определенной точке (A), в которой мощность, поглощаемая винтом, становится равной мощности, развиваемой двигателем при работе его по внешней характеристике.

Отсюда следует, что для данного двигателя, нагруженного данным винтом фиксированного шага, полному открытию дроссельной заслонки или открытию дроссельной заслонки, соответствующему максимально допустимому давлению наддува, будут соответствовать вполне определенные максимальное число оборотов и мощность.

Если увеличить угол φ установки лопастей винта, то коэффициент A в приведенной выше формуле увеличится и, следовательно, возрастет мощность, поглощаемая винтом при данном числе оборотов. Винт станет тяжелее, и его характеристика пройдет левее характеристики, приведенной на рис. 70, и пересечет внешнюю характеристику двигателя при меньшем числе оборотов, т. е. левее точки A. Таким образом, изменяя угол установки лопастей и сохраняя его в каждом случае постоянным, мы получим ряд винтовых характеристик (кубических парабол), пересекающих внешнюю характеристику двигателя в различных точках; большим углам φ будут соответствовать кривые, лежащие левее кривой, приведенной на рис. 70, а меньшим — кривые, расположенные правее ее.

Из всех этих характеристик основной является характеристика, соответствующая винту, подобранному с таким расчетом, чтобы значения мощности при определенных оборотах соответствовали гарантированным для данного двигателя величинам. Такой характеристикой является винтовая характеристика, проходящая через точку, соответствующую номинальным (см. § 63) мощности и числу оборотов двигателя.

Если двигатель нагружен винтом, то развиваемая им эффективная мощность для каждого числа оборотов должна равняться мощности, поглощаемой винтом. Поэтому винтовая характеристика, приведенная на рис. 70, представляет собой также и изменение эффективной мощности двигателя при нагрузке его винтом фиксированного шага. Из рис. 70 видно, что для чисел оборотов, меньших максимального числа (2700), мощность, поглощаемая винтом, меньше эффективной мощности двигателя по внешней характеристике. Отсюда следует, что для уменьшения числа оборотов при работе двигателя с винтом фиксированного шага двигатель необходимо дросселировать. По этой причине винтовую характеристику называют также дроссельной.

Винтовой (дроссельной) характеристикой двигателя называется зависимость эффективной мощности и удельного эффективного расхода топлива от числа оборотов при нагрузке двигателя подобранным винтом фиксированного шага.

Данные винтовой характеристики двигателя определяются при испытании на балансирном станке следующим образом. После запуска и прогрева двигателя производят замер крутя-

щего момента, числа оборотов и часового расхода топлива при различных положениях дроссельной заслонки, не изменяя угла φ установки лопастей винта. Затем подсчитывают эффективную мощность и удельный расход топлива, после чего результаты подсчета эффективной мощности и удельного расхода топлива изображают графически в виде кривых (см. рис. 70).

Рассмотрим, как протекает работа двигателя по винтовой характеристике. Когда дроссельная заслонка прикрывается, то вначале происходит уменьшение весового заряда цилиндров, вследствие чего крутящий момент, развиваемый двигателем, становится меньше момента сопротивления винта. Число оборотов уменьшается до тех пор, пока момент сопротивления винта не станет равным новому значению крутящего момента двигателя. Таким образом, одновременно с уменьшением мощности уменьшается и число оборотов двигателя.

При одном и том же числе оборотов мощность двигателя по винтовой характеристике (кривая $N_{e_{\text{др}}}$) меньше мощности по внешней характеристике (кривая $N_{e_{\text{вн}}}$). Это объясняется тем, что по внешней характеристике весовой заряд цилиндра больше весового заряда по винтовой характеристике, благодаря различному положению дроссельной заслонки.

При работе по винтовой характеристике мощность двигателя очень сильно изменяется с изменением числа оборотов; так, например, при уменьшении числа оборотов вдвое мощность двигателя уменьшается в восемь раз.

Из рис. 70 видно, что на малых оборотах удельный расход топлива $C_{e_{\text{др}}}$ при работе по винтовой характеристике высокий. Затем, с увеличением оборотов двигателя удельный расход уменьшается и при некотором числе оборотов достигает наименьшей величины, после чего с дальнейшим ростом оборотов до максимальных вновь увеличивается.

Такое изменение удельного расхода топлива в зависимости от числа оборотов обеспечивается соответствующей регулировкой карбюратора или аппаратуры непосредственного впрыска и вызывается следующими соображениями.

Для получения устойчивой работы и хорошей приемистости двигателя на малых оборотах смесь должна быть богатой ($\alpha = 0{,}65 \div 0{,}70$), так как по мере уменьшения числа оборотов ухудшается смесеобразование и возрастает вследствие дросселирования процентное содержание остаточных газов в смеси. Кроме того, необходимо учитывать возможность подсоса воздуха во впускной трубопровод и работу непрогретого двигателя на малых оборотах — причины, которые могут вызвать обеднение смеси, медленное ее горение и нарушить тем самым устойчивую работу двигателя.

На средних оборотах двигатель эксплуатируется наибольшую часть своего срока службы. Поэтому основное значение при

работе двигателя на этих режимах имеет экономия топлива, обеспечивающая возможность увеличения дальности и продолжительности полета. В соответствии с этим требованием состав смеси, на котором работает двигатель при этих оборотах, стремятся возможно больше обеднить. Степень обеднения определяется условием получения устойчивой и надежной работы двигателя и в сильной степени зависит от аппаратуры и условий смесеобразования. Обычные значения коэффициента избытка воздуха при работе на средних числах оборотов лежат в пределах $\alpha \approx 0{,}9 \div 1{,}0$.

При дальнейшем увеличении числа оборотов и мощности двигателя вплоть до максимальных необходимо учитывать возможность его перегрева и появления детонации. Чтобы избежать возникновения этих опасных явлений, состав смеси, на которой работает двигатель, необходимо обогащать. При коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 0{,}85$ двигатель при прочих равных условиях развивает наибольшую мощность. Однако такой состав смеси не всегда может быть применен вследствие возможности возникновения детонации и перегрева двигателя и допустим только для нефорсированных двигателей типа М-11.

На современных форсированных двигателях при переходе к максимальной мощности смесь постепенно обогащают до значений $\alpha = 0{,}65 \div 0{,}75$.

Часовой расход топлива по дроссельной характеристике при различных оборотах равен произведению удельного расхода топлива $C_{e_{др}}$ на мощность двигателя. Так, например, при $n = 2500$ *об/мин* часовой расход топлива C_h будет равен (см. рис. 70):

$$C_h = C_{e_{др}} N_e = 0{,}248 \cdot 810 \approx 200 \text{ кг/час},$$

т. е. значительно меньше, чем при работе на тех же оборотах по внешней характеристике.

§ 62. РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ С ВИШ

Рассмотрим особенности изменения эффективной мощности и часового расхода топлива двигателя при применении ВИШ (рис. 71).

Пусть при некотором минимальном открытии дроссельной заслонки и максимальном угле $\varphi_{макс}$ установки лопастей винта двигатель развивает мощность и число оборотов, соответствующие точке *1*. При открытии дроссельной заслонки мощность и число оборотов будут изменяться по винтовой характеристике (кубической параболе *1-2*). Точка *2* этой параболы соответствует работе двигателя при полном открытии дроссельной заслонки или максимально допустимом давлении наддува и, следовательно, будет лежать на внешней характеристике двигателя. Если при работе двигателя на режиме, соответствующем точке *2*,

начать облегчать винт, переводя лопасти его на минимальный угол установки и одновременно сохраняя полное открытие дросселя или постоянное давление наддува, то мощность двигателя будет изменяться по кривой *2-3*, соответствующей внешней характеристике. Точка *3* будет при этом соответствовать работе двигателя с минимальным углом $\varphi_{мин}$ установки лопастей винта. Если теперь, сохраняя минимальный угол установки лопастей постоянным, дросселировать двигатель, то мощность его будет изменяться по винтовой характеристике (кубической параболе *3-4*).

Если точка *4* будет соответствовать работе двигателя при том же положении дроссельной заслонки или том же давлении

Рис. 71. Мощности и числа оборотов, которые могут быть получены от двигателя при работе его с ВИШ

p_k на впуске, что и в точке *1*, то при затяжелении винта переводом его лопастей из положения, соответствующего $\varphi_{мин}$, в положение $\varphi_{мако}$ мощность двигателя будет изменяться по кривой *4-1*.

Изменение мощности по кривой *4-1* происходит по тем же законам, что и для внешней характеристики, с той лишь разницей, что двигатель работает или при постоянном, но частичном открытии дросселя, или же при постоянном давлении p_k, меньшем максимального давления за счет дросселирования.

Площадь, ограниченная кривой внешней характеристики *2-3* и винтовыми характеристиками максимально затяжеленного

(кривая *1-2*) и максимально облегченного (кривая *3-4*) винта, представляет собой область мощностей и чисел оборотов, которые могут быть получены от двигателя при его работе с ВИШ.

В отличие от винта фиксированного шага, при работе с которым мощность и число оборотов двигателя связаны друг с другом [см. формулу (83)] и заданная величина мощности может быть получена только при вполне определенном числе оборотов, винт изменяемого шага дает возможность за счет изменения угла φ установки лопастей или сохранять мощность двигателя постоянной при различных числах оборотов или же, наоборот, изменять мощность, сохраняя постоянным число оборотов двигателя.

Так, например, задросселировав двигатель при работе на легком винте до мощности N_{e_1} по винтовой характеристике *3-4* (точка *к*), мы можем сохранить эту мощность постоянной в пределах оборотов $n_k - n_м$ (линия *км*) путем постепенного затяжеления винта и одновременного регулирования положения дроссельной заслонки. Точно так же можно при работе по внешней характеристике затяжелить винт до числа оборотов n_c (точка *с*), а затем уменьшать мощность двигателя путем дросселирования, сохраняя постоянство числа оборотов n_c за счет постепенного облегчения винта. Уменьшение мощности при постоянном числе оборотов n_c (линия *свн*) возможно до тех пор, пока угол φ установки лопастей винта не достигнет минимального значения. При этих условиях мощность, поглощаемая винтом, а следовательно, и мощность двигателя лягут на винтовую характеристику *3-4* (точка *н*) и при дальнейшем дросселировании двигателя его число оборотов и мощность будут изменяться по участку винтовой характеристики *н-4*.

Винты изменяемого шага имеют значительное преимущество по сравнению с винтами фиксированного шага, так как позволяют подбирать необходимую для любых условий полета мощность при наивыгоднейших оборотах. В частности, применение ВИШ дает возможность увеличивать путем облегчения винта мощность двигателя на взлете, не прибегая к увеличению наддува, а также уменьшать (см. ниже) расход топлива.

В настоящее время винты фиксированного шага сохранились только на маломощных авиационных двигателях типа М-11. Установка ВИШ усложняет управление двигателем, так как, помимо действия сектором газа, летчику необходимо также регулировать установку лопастей винта. Для облегчения работы летчика применяются специальные автоматы — регуляторы числа оборотов. Эти автоматы поддерживают заданное число оборотов, автоматически изменяя угол φ установки лопастей. Автомат устанавливается на заданное число оборотов летчиком. Установив автомат на заданное число оборотов, летчик может в дальнейшем регулировать мощность двигателя сектором газа, число

же оборотов двигателя будет поддерживаться постоянным автоматически.

Отметим еще одну особенность работы двигателя с ВИШ. Если при работе с винтом фиксированного шага регулировку режима работы двигателя в условиях полета можно вести только по показаниям счетчика оборотов (так как определенному числу оборотов при данной высоте полета соответствует определенная мощность), то при работе с ВИШ замер одного числа оборотов является недостаточным, так как одному и тому же числу оборотов может, в зависимости от установки лопастей, соответствовать различная мощность. Поэтому контроль за работой двигателя и установка режима его работы производятся по двум величинам: числу оборотов и давлению наддува p_k (или p_a) на впуске. Допустимое значение этих величин указывается в соответствующих инструкциях по эксплуатации.

Рассмотрим, как влияет на экономичность работы двигателя изменение числа оборотов при сохранении постоянной эффективной мощности. Выше было отмечено, что уменьшение числа оборотов приводит к сильному снижению мощности, затрачиваемой на трение и на привод нагнетателя. Индикаторная мощность N_i двигателя, согласно формуле (62), равна сумме эффективной мощности N_e и мощностей, затрачиваемых на трение и привод нагнетателя, и выражается формулой

$$N_i = N_e + N_r + N_c.$$

Из этой формулы видно, что при уменьшении числа оборотов двигателя индикаторная мощность N_i, необходимая для получения постоянной мощности N_e, будет уменьшаться за счет уменьшения мощностей $N_r + N_c$. Уменьшение индикаторной мощности получается за счет уменьшения расхода воздуха через двигатель. При уменьшении расхода воздуха, очевидно, должен соответственно уменьшаться и расход топлива как часовой, так и эффективный.

На рис. 71 приведены часовые расходы C_h топлива при работе двигателя на разных режимах. Кривая *2'-3'* представляет собой часовой расход топлива $C_{h\text{вн}}$ при работе двигателя по внешней характеристике *(2-3)*. Кривые *1'-2'* и *4'-3'* соответствуют часовым расходам топлива $C_{h\text{др}}$ при работе двигателя по винтовым характеристикам *1-2* и *4-3* с максимально затяжеленным и максимально облегченным винтом. Наконец, пунктирная кривая *л'в'а'* соответствует часовому расходу топлива при работе двигателя по характеристике *лва* за счет дросселирования двигателя до некоторого постоянного давления на впуске, меньшего максимального давления наддува $p_{k\text{макс}}$.

Если поддерживать постоянной заданную величину N_e, эффективной мощности (горизонтальная линия *мвк)*, то соответствующие этой мощности часовые расходы топлива C_h в зави-

симости от числа оборотов изобразятся кривой *м'в'к'*. Как видно, часовой расход топлива снижается с уменьшением числа оборотов. Следовательно, для увеличения экономичности в условиях эксплуатации целесообразно работать на затяжеленном винте.

Следует отметить, что сохранение постоянства мощности с уменьшением числа оборотов обычно сопровождается необходимостью увеличивать на меньших оборотах давление наддува p_k. Снижение оборотов при одновременном увеличении наддува создает благоприятные условия для возникновения детонации.

Числа оборотов и соответствующие им давления наддува, на которых разрешается эксплуатировать двигатель, указываются в инструкциях по эксплуатации.

§ 63. РЕЖИМЫ РАБОТЫ И КЛАССИФИКАЦИЯ МОЩНОСТЕЙ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При эксплуатации двигатель работает на различных мощностях. Так, на взлете, наборе высоты и во время воздушного боя от двигателя требуется максимальная мощность. При горизонтальном полете на дальность необходима мощность, значительно меньшая максимальной, и т. д.

Рабочее состояние двигателя определяется не только развиваемой им мощностью, но и соответствующими этой мощности числом оборотов, давлением наддува, температурами охлаждающей воды, масла, головок цилиндров и т. д. Совокупность всех этих условий определяет собой так называемый режим работы двигателя. Различные режимы работы двигателя принято называть по тем мощностям, которые развиваются двигателем при работе на них, поэтому в дальнейшем при рассмотрении классификации мощностей мы наравне с термином «мощность» будем пользоваться и более общим термином «режим», включающим в себя соответствующие данной мощности и другие условия, определяющие рабочее состояние двигателя.

Продолжительность работы двигателя на разных режимах различна. При взлете, наборе высоты, во время воздушного боя и при пикировании продолжительность непрерывной работы двигателя исчисляется минутами или даже секундами, а при полете на дальность — часами или даже десятками часов.

Авиационный двигатель должен не только развивать заданную мощность, но и быть надежным в работе. Надежность работы двигателя в условиях эксплуатации обеспечивается тем, что для него устанавливается определенный срок (ресурс времени) работы, по истечении которого двигатель снимается с самолета, разбирается, осматривается и после замены неисправных деталей, ремонта и проверочного испытания на станке вновь направляется в эксплуатацию.

Продолжительность работы двигателя между осмотрами (переборками) гарантируется заводом, изготовляющим двигатели,

и устанавливается на основании длительных испытаний. При сдаче заводом новой партии двигателей один из них подвергается длительному испытанию на станке для проверки надежности работы.

Продолжительность работы, в течение которой может быть гарантирована надежная работа двигателя, зависит от того режима, на котором он работает в эксплуатации. Так, например, если бы двигатель работал все время на максимальной мощности и максимальном числе оборотов, то это сильно

Рис. 72. Мощности двигателя

сократило бы срок его службы. В соответствии с этим введены понятия о различных мощностях двигателя и назначении этих мощностей, и для каждой из них установлена как допустимая продолжительность непрерывной работы двигателя, так и общая продолжительность работы на каждой из этих мощностей в течение гарантированного заводом срока между переборками двигателя.

Для двигателей без нагнетателя установлены следующие мощности: номинальная, максимальная, эксплуатационная и крейсерская (рис. 72).

Исходной мощностью является номинальная; номинальные данные назначаются конструктором двигателя. По номинальной мощности производится расчет данных самолета, которые может обеспечить данный двигатель в условиях горизонтального полета.

Допускаемая продолжительность непрерывной работы двигателя на номинальном режиме обычно составляет 1 час.

Максимальная мощность и соответствующее ей число оборотов также указываются конструктором, причем ее величина не связана каким-либо определенным соотношением с номинальной и представляет собой только ту максимально возможную мощность, которую может развить двигатель. Допустимая продолжительность непрерывной работы двигателя на максимальном режиме составляет $2 \div 5$ минут.

Эксплуатационная мощность представляет собой мощность, на которой проверяется надежность работы двигателя при длительном испытании его на станке. Эксплуатационная мощность и соответствующее ей число оборотов не являются произвольными, а назначаются в соответствии с величиной номинальной мощности. Для двигателей без нагнетателя величина эксплуатационной мощности составляет 90% от номинальной, а соответствующее число оборотов или принимается равным номинальному или на 4% меньше. На эксплуатационном режиме продолжительность непрерывной работы не ограничивается.

Крейсерская мощность представляет собой мощность, на которой преимущественно работает двигатель в условиях эксплуатации. Величина этой мощности строго не регламентируется, но она всегда меньше, чем эксплуатационная. Для двигателя без нагнетателя величина крейсерской мощности обычно составляет около 75% от номинальной.

Ниже приводится приблизительная продолжительность работы двигателя на разных мощностях при длительных испытаниях, выраженная в процентах от общего времени испытания:

Максимальная мощность	1—2%
Номинальная мощность	10%
Эксплуатационная мощность	88%
Максимальные обороты	1%

Данные о допустимом общем времени, а также о допустимой продолжительности непрерывной работы двигателя на том или ином режиме записываются в формуляр двигателя.

Режимы работы и соответственно классификация мощностей в двигателях с нагнетателями значительно разнообразнее. Более подробно эти вопросы рассмотрены ниже.

§ 64. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА МОЩНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

С увеличением высоты уменьшаются давление, температура и плотность окружающей среды. Вследствие этого с подъемом на высоту будет уменьшаться и весовой заряд цилиндров. С уменьшением весового заряда соответственно уменьшается и количество тепла, вносимого в цилиндры, а следовательно, и мощность двигателя.

Двигатели, которые не могут сохранять свою номинальную мощность с подъемом на высоту, называются невысотными.

К таким двигателям относятся двигатели без нагнетателя, которые развивают номинальную мощность при полном открытии дроссельной заслонки или, иными словами, номинальная мощность которых лежит на внешней характеристике.

Если же двигатель развивает номинальную мощность при несколько прикрытой дроссельной заслонке, то, открывая дроссельную заслонку с подъемом на высоту, можно, очевидно, поддерживать постоянство номинальной мощности до некоторой высоты. Однако если разность между номинальной мощностью и мощностью по внешней характеристике при номинальном числе оборотов незначительна, то высотность за счет открытия дроссельной заслонки получается очень малой (200—300 *м*) и такие двигатели также принято относить к невысотным.

Падение мощности с высотой у таких двигателей очень велико. Например, на высоте 5000 *м* эффективная мощность невысотного двигателя будет в два раза меньше, чем на земле при тех же оборотах коленчатого вала.

Мощность, развиваемая двигателем на высоте, при полном открытии дроссельной заслонки, постоянном числе оборотов и постоянном составе смеси (α = пост.) подсчитывается по формуле

$$N_{e_H} = N_{e_0} A \text{ л. с.}, \tag{85}$$

где N_{e_H} — мощность двигателя на высоте при полном открытии дроссельной заслонки;

N_{e_0} — мощность двигателя на земле (мощность по внешней характеристике) при полном открытии дроссельной заслонки;

A — коэффициент падения мощности двигателя при подъеме на высоту.

Коэффициент A зависит от давления и температуры окружающего воздуха и подсчитывается по приближенной формуле

$$A = 1{,}11 \frac{p_H}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0{,}11, \tag{86}$$

где p_H и T_H — давление и температура воздуха на заданной высоте;

p_0 и T_0 — давление и температура воздуха на земле, равные соответственно 760 *мм* рт. ст. и 288° абс.

Высотной характеристикой невысотного двигателя называется зависимость его эффективной мощности и удельного расхода топлива от высоты при полном открытии дроссельной заслонки и при постоянных числе оборотов и составе смеси.

Рис. 73. Высотная характеристика невысотного двигателя

На рис. 73 показана высотная характеристика невысотного двигателя. Такой характер изменения мощности с высотой будет наблюдаться при установке на вал двигателя винта изменяемого шага, позволяющего сохранять постоянное число оборотов с подъемом на высоту.

При установке на двигатель винта фиксированного шага число оборотов двигателя с подъемом на высоту будет падать и уменьшение мощности будет более значительным, чем в первом случае (падение мощности при работе с ВФШ дано на рис. 73 пунктирной линией).

Рис. 74. Изменение плотности воздуха и коэффициента A в зависимости от высоты

Объясняется это различной зависимостью от высоты мощности, поглощаемой воздушным винтом, и эффективной мощности двигателя. Мощность, поглощаемая винтом, при постоянном числе оборотов изменяется прямо пропорционально плотности окружающего воздуха, тогда как мощность двигателя изменяется пропорционально величине коэффициента A, зависимость которого от давления и температуры окружающей среды имеет более сложный характер. Из приведенных на рис. 74 и в табл. 6 данных по процентному падению плотности воздуха и величины A с высотой видно, что плотность воздуха падает медленнее. Вследствие этого мощность, поглощаемая винтом, падает с высотой медленнее мощности, развиваемой двигателем. В результате этого винт становится слишком тяжелым и число оборотов уменьшается до тех пор, пока мощности винта и двигателя не станут равными.

Таблица 6

Изменение плотности воздуха $\gamma_в$ и коэффициента падения мощности A с высотой

Высота, *м*	Изменение плотности воздуха, %	Изменение коэффициента A, %
0	100	100
2 000	80	79
4 000	67	60
6 000	54	44
8 000	43	31

Удельный расход топлива с подъемом на высоту возрастает (см. рис. 73). Это объясняется тем, что с увеличением высоты индикаторная мощность уменьшается в большей степени, чем мощность трения, и, следовательно, доля индикаторной мощности, затрачиваемая на мощность трения, при подъеме на высоту увеличивается, что приводит к падению с высотой механического к. п. д. η_m.

По высотной характеристике данного двигателя можно найти его мощность N_e и удельный расход топлива C_e для любой высоты. Способ нахождения показан на рис. 73, из которого видно, что для высоты $H = 3200$ *м* $N_e = 78$ *л. с.* и $C_e = 262$ *г/л. с. ч.*

Уменьшение мощности невысотных двигателей с подъемом на высоту указывает на то, что самолеты с подобными двигателями должны иметь низкие летно-тактические данные (малый потолок, малая грузоподъемность и скороподъемность, небольшая скорость горизонтального полета и плохая маневренность).

Стремление к улучшению летно-тактических данных самолетов привело к созданию высотных двигателей.

Высотными называются двигатели, в которых обеспечена возможность сохранения постоянства номинальной мощности

с высотой. Высота, до которой мощность двигателя остается постоянной, называется расчетной высотой или границей высотности двигателя.

Расчетная высота двигателя не является потолком самолета — она всегда значительно ниже его.

§ 65. ВЫСОТНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В двигателях без нагнетателя сохранение номинальной мощности до определенной высоты, т. е. получение высотности, может быть обеспечено только в том случае, если двигатель развивает свою номинальную мощность на уровне земли при неполностью открытой дроссельной заслонке. Для того чтобы высотность двигателя была достаточно большой, степень дросселирования двигателя на земле при работе на номинальной мощности должна быть также значительной.

Нетрудно понять, что было бы нерационально уменьшать путем дросселирования мощность, развиваемую на земле двигателем с впуском из атмосферы, не получая при этом каких-либо выгод по сравнению с двигателем тех же размеров, работающим на земле при полностью открытой дроссельной заслонке и, следовательно, развивающим бо́льшую мощность. Эти выгоды заключаются в уменьшении веса и увеличении экономичности двигателя по сравнению с весом и экономичностью двигателя тех же размеров, могущего работать на земле при полном открытии дроссельной заслонки. Достигается это за счет облегчения веса деталей кривошипно-шатунного механизма, цилиндров и других наиболее нагруженных узлов двигателя (расчет этих деталей на прочность производится по заниженной номинальной мощности), а также за счет увеличения степени сжатия, обеспечивающего получение более высокого к. п. д. и, следовательно, меньшего расхода топлива и бо́льшей мощности, снимаемой с единицы объема.

Подобные двигатели были сконструированы и назывались «переразмеренными», так как рабочий объем их цилиндров был избыточно велик для получения номинальной мощности на уровне земли, и «пересжатыми», так как высокая степень сжатия не допускала полного открытия дроссельной заслонки на земле не только из соображений прочности, но и из-за возможности возникновения детонации. Такой «переразмеренный» и «пересжатый» двигатель дросселировался на земле до номинальной мощности, постоянство которой с высотой поддерживалось путем постепенного открытия дроссельной заслонки. Примером такого двигателя являлся двигатель М-17. Двигатель имел номинальную мощность 500 *л. с.* и сохранял ее до высоты около 3000 *м*. Степень сжатия двигателя составляла $\varepsilon = 7{,}3$, а максимальная кратковременная мощность при полном открытии дроссельной заслонки на уровне земли достигала примерно 700 *л. с.*

С применением нагнетателей «переразмеренные» и «пересжатые» двигатели утратили полностью свое значение и представляют сейчас лишь исторический интерес, как один из этапов развития авиационной техники.

В настоящее время подавляющее большинство авиационных поршневых двигателей имеет установленный на впуске нагнетатель центробежного типа. Как было указано выше (см. § 53), установка нагнетателя на впуске выполняет два назначения. Первое состоит в увеличении мощности двигателя за счет наддува, второе — в сохранении заданного давления наддува до некоторой расчетной высоты, т. е. в обеспечении высотности двигателя. Характеристики двигателей с нагнетателями обладают целым рядом особенностей, часть которых была рассмотрена выше в связи с внешней характеристикой двигателя.

Особенно сильно сказываются установка нагнетателя и способ его привода на высотных характеристиках двигателей.

§ 66. ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ С ОДНОСКОРОСТНЫМ ПРИВОДНЫМ ЦЕНТРОБЕЖНЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ

Высотной характеристикой двигателя с нагнетателем называется зависимость его эффективной мощности и эффективного удельного расхода топлива от высоты при постоянных числе оборотов и составе смеси и постоянном (до расчетной высоты) давлении наддува.

Приведенное выше определение справедливо не только для двигателя с односкоростным ПЦН, но и для двигателей с ПЦН, имеющих несколько передаточных чисел, для двигателей с турбокомпрессорами, а также для двигателей, имеющих комбинированный (ПЦН + ТК) наддув.

Для каждого двигателя можно, очевидно, в зависимости от выбранного давления наддува и числа оборотов получить целый ряд высотных характеристик. Однако из всех этих характеристик основной является только одна, а именно **высотная характеристика при работе двигателя на номинальном режиме**, т. е. при номинальном давлении наддува ($p_{k_{ном}}$), номинальном числе оборотов ($n_{ном}$) и постоянном составе смеси ($\alpha_{ном}$), соответствующем номинальному режиму.

Для номинального режима устанавливаются расчетные высоты ($H_р$) двигателя и подбираются передаточные числа для ПЦН, обеспечивающие получение необходимой работы сжатия в нагнетателе ($L_{ад}$) для сохранения заданного номинального давления наддува $p_{k_{ном}}$ до заданных расчетных высот.

Поэтому под названием «высотная характеристика» всегда подразумевается только характеристика при номинальном режиме. Высотные характеристики при других режимах работы всегда сопровождаются указанием того режима, к которому они относятся.

Перед рассмотрением высотной характеристики двигателя с односкоростным ПЦН напомним, что число оборотов крыльчатки такого нагнетателя превышает число оборотов двигателя в определенное, постоянное число раз, равное передаточному числу i. При работе двигателя по высотной характеристике число оборотов его поддерживается постоянным, следовательно, постоянным будет и число оборотов крыльчатки нагнетателя. В § 55 было указано, что если число оборотов крыльчатки нагнетателя сохраняется постоянным, то постоянными остаются и величина работы $L_{ад}$, подводимая в крыльчатке на 1 *кг* воздуха, и величина повышения температуры Δt воздуха в нагнетателе (подогрев воздуха).

На рис. 75 линия *1-2-3* представляет собой изменение давления наддува p_k с изменением высоты полета. От земли и до расчетной высоты ($H_р = 1700$ *м*) давление наддува (линия *1-2*) поддерживается постоянным ($p_k = 850$ *мм* рт. ст.) путем дросселирования воздуха на входе в нагнетатель. Управление дроссельной заслонкой — автоматическое, от регулятора постоянства давления (РПД). Наибольшее прикрытие дроссельной заслонки будет на земле. С подъемом на высоту регулятор постепенно открывает заслонку, а на расчетной высоте (точка *2*) открывает ее полностью. После расчетной высоты дроссельная заслонка остается все время полностью открытой, а давление наддува (линия *2-3*) плавно уменьшается с высотой вследствие дальнейшего падения давления p_H окружающей среды. Отметим, что давление наддува p_k падает несколько медленнее давления p_H, ввиду того что с понижением температуры T_H окружающей среды несколько увеличивается степень повышения давления $\delta = \frac{p_k}{p_H}$ воздуха в нагнетателе (см. § 56). Положение дроссельной заслонки на разных высотах показано над линией *1-2-3*.

Линия *4-5-6* представляет собой изменение с высотой эффективной мощности двигателя N_e. Как видно из рис. 75, мощность двигателя до расчетной высоты несколько увеличивается (линия *4-5*), достигает наибольшего значения на расчетной высоте, а затем начинает вновь уменьшаться.

Повышение мощности двигателя при подъеме от уровня земли до расчетной высоты происходит вследствие увеличения весового заряда цилиндров и уменьшения мощности, затрачиваемой на трение в двигателе.

Весовой заряд цилиндров увеличивается по двум причинам. Первой причиной является уменьшение давления окружающей среды, приводящее к увеличению коэффициента наполнения двигателя. Объясняется это тем, что с уменьшением давления окружающей среды соответственно уменьшается давление на выпуске двигателя, а следовательно, и давление остаточных газов в цилиндре. При этом остаточных газов в цилиндре становится меньше, что обеспечивает возможность поступления в цилиндр

большего количества воздуха в такте впуска. Второй причиной увеличения весового заряда цилиндров является понижение температуры воздуха T_k после нагнетателя с подъемом на высоту.

Рис. 75. Высотная характеристика двигателя с ПЦН

Согласно § 56 температура T_k воздуха после нагнетателя равна

$$T_k = T_H + \Delta t.$$

Так как подогрев воздуха Δt в нагнетателе при постоянном числе оборотов является постоянным, а температура окружающей среды падает с подъемом на высоту (на 6,5° на каждую 1000 *м* высоты), то очевидно и температура T_k будет соответственно понижаться с высотой.

Увеличение весового заряда цилиндров увеличивает индикаторную мощность, развиваемую двигателем.

Уменьшение мощности, затрачиваемой на трение, происходит вследствие увеличения положительной работы насосных ходов в двигателе. Величины этой работы для земли и расчетной высоты показаны на рис. 76.

Рис. 76. Насосная работа:
а — у земли; *б* — на высоте

Давление p_k на впуске двигателя от земли до расчетной высоты остается постоянным, поэтому и давление p_a в цилиндре в такте впуска будет в обоих случаях примерно одинаковым.

Давление окружающей среды уменьшается от величины p_0 на уровне земли до величины p_H, соответствующей давлению на расчетной высоте. С уменьшением давления окружающей среды падает и давление p_r в цилиндре в такте выпуска, вследствие чего линия выпуска на высоте (рис. 76, *б*) лежит ниже (меньшее давление), чем на уровне земли (рис. 76, *а*). При этом соответственно увеличивается и площадь, выражающая собой положительную насосную работу (на чертеже эти площади заштрихованы).

Следует отметить, что прирост мощности двигателя за счет этого фактора невелик и составляет обычно не более 2—3% от мощности двигателя.

Увеличение весового заряда и положительной работы насосных ходов наблюдается только до тех пор, пока отношение $\frac{p_H}{p_k}$ не достигнет определенной величины, а именно $0{,}45 \div 0{,}50$. При меньших значениях этого отношения прирост мощности за счет указанных факторов прекращается.

Падение мощности двигателя на высотах выше расчетной объясняется теми же причинами, что и падение мощности невысотного двигателя с увеличением высоты полета, т. е. в основном уменьшением весового количества воздуха, поступающего в цилиндры двигателя.

Если на земле и на высотах до расчетной не дросселировать воздух на входе в нагнетатель, то давление наддува превысит расчетную величину. Это позволяет форсировать мощность путем увеличения наддува. Как правило, форсирование мощности ограничивается по времени и указывается в инструкциях по эксплуатации данного двигателя. Изменение давления наддува и мощности двигателя от земли до расчетной высоты при полностью открытой дроссельной заслонке показано на рис. 75 пунктирными линиями *1'-2* и *4'-5*.

Удельный расход топлива (при условии сохранения постоянного коэффициента избытка воздуха) при подъеме до расчетной высоты уменьшается (см. рис. 75, линия *7-8*), а после расчетной высоты увеличивается (линия *8-9*).

Такое изменение удельного эффективного расхода топлива C_e с подъемом на высоту объясняется следующим образом. При постоянном составе смеси ($\alpha =$ пост.) индикаторный к. п. д. η_i, а следовательно, и индикаторный расход топлива C_i [см. формулу (52)] постоянны. Отсюда следует, что эффективный расход топлива, равный $C_e = \frac{C_i}{\eta_m}$, будет зависеть только от величины механического к. п. д., равного $\eta_m = \frac{N_e}{N_i}$.

От земли до расчетной высоты мощности N_e и N_i изменяются таким образом, что η_m возрастает и достигает наибольшего значения на $H_р$. После расчетной высоты мощность трения остается почти постоянной, а индикаторная и соответственно

эффективная мощность падают. Вследствие этого механический к. п. д. падает, а удельный расход топлива растет.

Следует подчеркнуть, что удельный расход топлива у двигателей с нагнетателями больше, чем у двигателей без нагнетателей. Это объясняется более низкими значениями η_m вследствие затраты части индикаторной мощности на привод нагнетателя, а также тем, что для снижения тепловой нагрузки двигателя и предотвращения детонации смесь, на которой работает двигатель, делают более богатой.

Рис. 77. Высотная характеристика двигателя с двухскоростным нагнетателем

§ 67. ВЫСОТНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЯ С ДВУХСКОРОСТНЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ

Рассматривая высотную характеристику двигателя с двухскоростным нагнетателем, показанную на рис. 77, будем сравнивать ее с высотной характеристикой того же двигателя в предположении установки на нем односкоростных нагнетателей с расчетными высотами H_{p_1} и H_{p_2}. Такое сравнение покажет преимущества двухскоростного нагнетателя.

Допустим, что на двигателе установлен односкоростной нагнетатель, который при числе оборотов двигателя $n = 2400$ в минуту обеспечивает давление наддува $p_k = 1000$ *мм* рт. ст. до расчетной высоты $H_{p_1} = 1650$ *м*. Передаточное число к нагнетателю составляет $i = 7{,}14$, и число оборотов крыльчатки нагнетателя $n_{кр_1} = in = 7{,}14 \cdot 2400 = 17\,140$ в минуту.

Изменение давления наддува двигателя с односкоростным нагнетателем с высотой изобразится линией *1'-2'-3'-6'*, изменение эффективной мощности двигателя — линией *1-2-3-6*, эффективного удельного расхода топлива — линией *абвде*.

Если увеличить расчетную высоту до $H_{p_2} = 4650$ *м*, то для сохранения до этой высоты той же величины давления наддува $p_k = 1000$ *мм* рт. ст. потребуется увеличить обороты крыльчатки до $n_{кр_2} = 24\,000$ в минуту, при этом передаточное число к нагнетателю должно быть $i = 10$. В этом случае измене-

ние с высотой давления наддува изобразится линией *1'-2'-Л-4'-5'*, эффективной мощности двигателя — линией *0-3-4-5* и эффективного удельного расхода топлива — линией *жгд'е'*. Как видно из графика, на уровне земли мощность двигателя с нагнетателем, имеющим бо́льшее передаточное число ($i_2 = 10$), будет значительно меньше, а расход топлива больше, чем при нагнетателе с передаточным числом $i_1 = 7{,}14$.

Уменьшение эффективной мощности при одной и той же величине давления наддува объясняется, во-первых, увеличением мощности, потребляемой нагнетателем N_c, во-вторых, уменьшением индикаторной мощности N_i вследствие повышения температуры воздуха в нагнетателе T_k при увеличении числа оборотов крыльчатки.

Увеличение удельного расхода топлива C_e объясняется уменьшением механического коэффициента полезного действия η_m вследствие увеличения мощности, затрачиваемой на вращение крыльчатки нагнетателя при увеличении числа ее оборотов.

Таким образом, основной недостаток односкоростного ПЦН состоит в том, что по мере увеличения расчетной высоты все более и более снижается эффективная мощность двигателя у земли, а следовательно, снижаются летные данные самолета на малых высотах и при взлете. Кроме того, увеличивается и удельный расход топлива.

Для того чтобы на земле и на малых высотах уменьшить мощность, потребляемую нагнетателем N_c, повысить индикаторную мощность путем снижения подогрева воздуха, поступающего в цилиндры, и уменьшить удельный расход топлива, применяют нагнетатель с двухскоростной передачей, позволяющей изменять передаточное число к нагнетателю во время полета.

На малых высотах включается первая скорость ПЦН и до первой расчетной высоты $H_{р_1}$ путем постепенного открытия дроссельной заслонки поддерживается постоянная величина p_k (линия *1'-2'*). При этом индикаторная мощность (линия *7-8*) и эффективная мощность (линия *1-2*) несколько возрастают за счет снижения температуры воздуха T_k на выходе из нагнетателя (линия *АВ*). Мощность, потребляемая нагнетателем (линия *НК*), также возрастает за счет увеличения весового заряда цилиндра, а следовательно, и расхода воздуха $G_в$. Удельный расход топлива за счет увеличения механического к. п. д. η_m будет уменьшаться (линия *аб*).

На расчетной высоте $H_{р_1}$ заслонка нагнетателя открыта полностью, и при дальнейшем наборе высоты давление наддува начнет падать (линия *2'-3'*). Это приведет к уменьшению расхода воздуха и, следовательно, к уменьшению индикаторной мощности (линия *8-9*), эффективной мощности (линия *2-3*) и мощности, потребляемой нагнетателем (линия *КИ*).

Падение индикаторной мощности N_i приведет к уменьшению механического коэффициента полезного действия η_m, вследствие чего удельный расход топлива C_e (линия *бв*) возрастет.

На той высоте, на которой эффективные мощности двигателя при работе на первой и второй скоростях нагнетателя равны, производится переключение передачи к нагнетателю с первой на вторую скорость. Эта высота называется **высотой переключения скоростей** $H_п$[1]. При этом давление наддува возрастает, и путем прикрытия дроссельной заслонки его вновь регулируют до получения заданной величины (линия *3'-Л*).

Увеличение наддува приводит к увеличению индикаторной мощности N_i (линия *9-10*). Несмотря на увеличение наддува и индикаторной мощности, эффективная мощность N_e остается неизменной (точка *3*) вследствие увеличения мощности N_c, затрачиваемой на привод нагнетателя (линия *ИМ*). Увеличение мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя, уменьшает механический к. п. д. η_m, вследствие чего удельный расход топлива C_e сильно увеличивается (линия *вг*). При дальнейшем подъеме до второй расчетной высоты $H_{р_2}$ заслонка нагнетателя вновь постепенно открывается, поддерживая постоянство p_k (линия *Л-4'*). При этом эффективная мощность двигателя N_e увеличивается (линия *3-4*), а удельный расход топлива уменьшается (линия *гд'*). На второй расчетной высоте $H_{р_2}$ заслонка нагнетателя полностью открывается, и дальнейшее увеличение высоты сопровождается падением p_k, а следовательно, и мощности двигателя, и увеличением удельного расхода топлива (линия *д'е'*).

§ 68. МНОГОСКОРОСТНЫЕ НАГНЕТАТЕЛИ

Рассматривая высотную характеристику двигателя с двухскоростной передачей к нагнетателю (см. рис. 77, линия *1-2-3-4-5*), мы видим, что при работе двигателя на высотах, лежащих между расчетными высотами $H_{р_1}$ и $H_{р_2}$, мощность, развиваемая двигателем, заметно снижается. Из предыдущего ясно, что это происходит потому, что на участке высот от первой расчетной $H_{р_1}$ до высоты переключения $H_п$ оборотов крыльчатки нагнетателя недостаточно для поддержания постоянного давления наддува p_k и оно постепенно снижается с увеличением высоты (линия *2'-3'*), а на участке высот от $H_п$ до $H_{р_2}$ при пере-

---

[1] Переключение скорости с первой на вторую на высоте $H_{р_1}$ так, как это было принято в § 56 при рассмотрении работы одного нагнетателя, невыгодно. Действительно в этом случае на участке высот $H_{р_1}$ — $H_п$ удастся сохранить постоянное значение p_k (линия *2'-Л*), однако эффективная мощность двигателя (линия *0-3*) будет значительно ниже, а удельный эффективный расход топлива C_e и температура на впуске двигателя T_k значительно выше, чем при работе нагнетателя на первой скорости (*прим. редактора*).

ключении нагнетателя на вторую скорость число развиваемых крыльчаткой нагнетателя оборотов чрезмерно велико и для сохранения постоянного давления наддува p_k двигатель приходится дросселировать. При этом мощность, потребляемая нагнетателем, также излишне велика, что и приводит к отмеченному выше изменению мощности по линии *3-4*.

Если бы мы могли с высоты H_{p_1}, оставляя дроссельную заслонку на входе в нагнетатель полностью открытой, постепенно увеличивать число оборотов крыльчатки нагнетателя с таким

Рис. 78. Высотная характеристика двигателя с приводом нагнетателя через гидромуфту (пунктиром нанесена кривая в случае постановки двухскоростного нагнетателя):

N_c — мощность, затраченная на привод нагнетателя с гидромуфтой

расчетом, чтобы давление наддува p_k оставалось постоянным (линия *1'-2'-Л-4'*) вплоть до расчетной высоты H_{p_2}, то характер изменения мощности получился бы иным.

На рис. 78 представлена высотная характеристика двигателя для рассматриваемого случая. На участке высот от земли до H_{p_1} число оборотов крыльчатки нагнетателя постоянно и соответствует передаточному числу на первой скорости. От высоты H_{p_1} до H_{p_2} передаточное число нагнетателя постепенно увеличивается, достигая на высоте H_{p_2} величины передаточного числа, соответствующего второй скорости Соответственно этому постепенно увеличивается и число оборотов крыльчатки нагнетателя n_c. Мощность N_c, затрачиваемая на нагнетатель от земли до

первой расчетной высоты H_{p_1}, изменяется так же, как и в рассмотренном выше случае работы двигателя на первой скорости нагнетателя (линия *НК*), т. е. несколько возрастает от земли до высоты H_{p_1}. От первой (H_{p_1}) до второй (H_{p_2}) расчетной высоты характер протекания мощности, затрачиваемой на вращение крыльчатки нагнетателя, получается уже иным, чем при установке на двигатель простого двухскоростного нагнетателя.

Вследствие непрерывного увеличения числа оборотов мощность, затрачиваемая на вращение крыльчатки нагнетателя, непрерывно возрастает от величины, равной работе нагнетателя на первой скорости на высоте H_{p_1}, до величины, равной работе нагнетателя на второй скорости на высоте H_{p_2}.

Это изменение мощности условно показано линией *КП*.

В соответствии с изменением числа оборотов и мощности, потребляемой нагнетателем, изменяется и высотная характеристика двигателя. От земли до H_{p_1} эффективная мощность двигателя изменяется так же, как и эффективная мощность двигателя с двухскоростным нагнетателем, работающим на первой скорости (линия *1-2*). На участке от первой до второй расчетной высоты мощность двигателя постепенно уменьшается (линия *2-4*) вследствие роста мощности, затрачиваемой на вращение крыльчатки нагнетателя, и увеличения температуры воздуха T_k на впуске в двигатель, вызываемого повышением подогрева воздуха Δt в нагнетателе с повышением числа оборотов крыльчатки.

На рис. 78 для сравнения пунктиром обозначено изменение давления наддува p_k, числа оборотов крыльчатки нагнетателя n_c, потребляемой нагнетателем мощности N_c и эффективной мощности N_e двигателя для случая двухскоростного нагнетателя. Как видно, в интервале высот $H_{p_1} \div H_{p_2}$ применение непрерывного изменения передаточного числа к нагнетателю может дать довольно значительный выигрыш в развиваемой двигателем мощности.

Непрерывное изменение передаточного числа к нагнетателю осуществляется путем включения в привод от двигателя к нагнетателю гидромуфты. В гидромуфте механическая связь между ведущим и ведомым валами заменена гидравлической. В качестве жидкости используется смазочное масло. В зависимости от заполнения муфты маслом можно изменять передаточное число от двигателя к нагнетателю.

Однако применение гидромуфт в передаче к нагнетателю не получило широкого распространения. Это объясняется тем, что они могут обеспечивать изменение числа оборотов в сравнительно узких пределах (20—30%), а также увеличением механических потерь в передаче и значительным увеличением количества тепла, отдаваемого в масло, что в свою очередь вызывает необходимость увеличения размеров масляного радиатора.

§ 69. ПОНЯТИЕ О СКОРОСТНОМ НАДДУВЕ

Высотные характеристики авиадвигателей определяются обычно либо расчетным способом, либо при помощи испытаний двигателя на станке. При этом учитывается только влияние окружающей среды на мощность, развиваемую двигателем. В действительных условиях высотная характеристика двигателя может значительно отличаться от характеристики, полученной при испытании или из расчета, так как скорость полета повышает давление воздуха на входе в нагнетатель по сравнению с давлением окружающей среды, существующим на данной высоте.

Рис. 79. Заборный патрубок двигателя

Повышение давления воздуха на входе в нагнетатель за счет скорости полета самолета называется скоростным наддувом.

Для использования скоростного наддува заборному патрубку (рис. 79), по которому подводится воздух из окружающей среды к нагнетателю или карбюратору, придают форму раструба (усеченного конуса), широкий конец которого соединен с входным патрубком нагнетателя или карбюратора, а узкий конец со специальным насадком выведен из-под капота двигателя наружу и обращен в сторону полета (рис. 80).

Рис. 80. Расположение заборного патрубка на самолете

При движении самолета воздух поступает в заборный патрубок со скоростью, равной скорости полета. Вследствие расширения заборного патрубка скорость воздуха в нем уменьшается, а давление соответственно возрастает.

Вследствие этого давление воздуха на входе в нагнетатель (перед заслонкой) превышает давление окружающей среды, и, следовательно, при том же числе оборотов крыльчатки нагнетатель сможет сохранить постоянное равление p_k до бо́льшей высоты, чем в случае отсутствия скоростного наддува.

Так как в заборном патрубке воздух сжимается, то одновременно с этим повышается и его температура, вследствие

чего мощность двигателя при том же давлении наддува несколько уменьшается по сравнению с мощностью, развиваемой им при отсутствии скоростного наддува.

Рис. 81. Высотные характеристики:
1 и 2 — без скоростного наддува; 3 и 4 — с учетом скоростного наддува

На рис. 81 показаны для сравнения высотная характеристика двигателя без скоростного наддува (сплошная линия) и с учетом скоростного наддува (пунктирная линия).

Величина прироста расчетной высоты ΔH за счет скоростного наддува зависит от скорости полета.

Например, при скоростях полета 500, 600 и 700 *км/час* увеличение расчетной высоты составит приблизительно около 900, 1300 и 1800 *м*. Одновременно с этим повышение температуры воздуха $\Delta t°$ С в заборном патрубке соответственно будет равно 10°, 14° и 20° С и вызовет некоторое снижение эффективной мощности двигателя.

§ 70. ТУРБОКОМПРЕССОРЫ

Турбокомпрессором (ТК) называется агрегат, состоящий из центробежного нагнетателя, приводимого во вращение газовой турбиной, работающей от выхлопных газов двигателя.

На рис. 82 показана схема двигателя с турбокомпрессором.

Выхлопные газы двигателя по трубопроводу *4* поступают при повышенном (против атмосферного) давлении в газосборник *5*. Из газосборника газы поступают к направляющим соплам *10*. В направляющих соплах газы расширяются, приобретают большую скорость и поступают на лопатки рабочего колеса турбины *6*, где их кинетическая энергия превращается в механическую, т. е. затрачивается на вращение рабочего колеса турбины и крыльчатки *2*. Рабочее колесо турбины и крыльчатка нагнетателя обычно соединены жестко на одном валу (рис. 83).

После выхода из турбины газы поступают в сборник *7* (см. рис. 82) и отводятся из него в атмосферу. В газосборнике *5* установлена дроссельная заслонка *8*. При помощи этой заслонки можно (путем перепуска в атмосферу) регулировать давление и количество газов, поступающих на сопла *10*, а следовательно, и обороты турбины с крыльчаткой.

Если заслонку *8* прикрывать, то давление и количество газов, поступающих через сопла в турбину, будет увеличиваться, и, следовательно, возрастут обороты турбины и крыльчатки, что приведет к увеличению давления наддува. Открытие заслонки *8*

Рис. 82. Схема двигателя с турбокомпрессором:
1 — входной патрубок; *2* — крыльчатка; *3* и *4* — трубопроводы; *5* — газосборник; *6* — турбина; *7* — сборник; *8* — заслонка; *9* — карбюратор; *10* — направляющие сопла; *11* — дроссельная заслонка карбюратора; *12* — радиатор

Рис. 83. Ротор турбокомпрессора:
1 — крыльчатка нагнетателя; *2* — рабочее колесо турбины

вызовет, наоборот, уменьшение числа оборотов и соответственно снижение давления наддува.

Так как вал турбокомпрессора не связан механическим приводом с коленчатым валом двигателя, то обороты турбины, а сле-

довательно, и давление наддува, создаваемого нагнетателем, можно регулировать независимо от числа оборотов двигателя.

Воздух из окружающей среды через входной патрубок *1* проходит к крыльчатке *2*, повышающей его давление до расчетной величины p_k. Затем сжатый крыльчаткой воздух поступает по трубопроводу *3* через карбюратор *9* в цилиндры двигателя. Воздух при сжатии крыльчаткой турбокомпрессора нагревается. Для охлаждения воздуха, поступающего в цилиндры, устанавливается радиатор *12*. Дроссельная заслонка *11* карбюратора позволяет регулировать режим работы двигателя, так как при изме-

Рис. 84. Высотная характеристика двигателя с турбокомпрессором

нении ее положения изменяется и количество смеси, поступающей в цилиндры двигателя.

Примерная высотная характеристика двигателя с турбокомпрессором показана на рис. 84. На уровне земли заслонка *8* (см. рис. 82) перепуска отработавших газов в атмосферу устанавливается в такое положение, чтобы число оборотов турбокомпрессора обеспечивало заданное давление наддува p_k. По мере подъема на высоту давление окружающей среды падает, и чтобы поддержать постоянное давление наддува, необходимо увеличивать число оборотов турбокомпрессора. Это достигается уменьшением перепуска газов в атмосферу путем прикрытия заслонки *8*. На некоторой высоте, называемой расчетной, заслонка *8* перекрывается полностью. При дальнейшем увеличении высоты давление наддува начинает уменьшаться вследствие невозможности дальнейшего увеличения числа оборотов крыльчатки. Соответственно падению давления наддува p_k падает и мощность, развиваемая двигателем.

Показанное на рис. 84 падение эффективной мощности двигателя от земли до расчетной высоты объясняется повышением температуры T_k на впуске, вызываемым увеличением сжатия воздуха в нагнетателе турбокомпрессора при увеличении числа

его оборотов, и повышением противодавления на выпуске газов из цилиндров двигателя, обусловленным уменьшением перепуска газов в атмосферу. Отмеченное падение мощности может быть устранено установкой радиатора для охлаждения воздуха, поступающего в двигатель.

Удельный расход горючего до расчетной высоты немного увеличивается вследствие того, что мощность трения почти не изменяется, а индикаторная мощность уменьшается.

§ 71. СРАВНЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ С ТУРБОКОМПРЕССОРОМ И ДВИГАТЕЛЕЙ С ПЦН

Если сравнить между собой мощности и удельные расходы топлива, получаемые на одном и том же двигателе при одинаковых высотностях, давлениях наддува p_k и составах смеси для случаев установки на этот двигатель ПЦН и турбокомпрессора, то второй способ наддува, как это видно из предыдущего, должен быть более выгодным.

Действительно, при работе на земле температура воздуха, поступающего в двигатель, при турбокомпрессорном наддуве значительно меньше, чем при ПЦН; снижение мощности двигателя, вызываемое увеличением противодавления на выпуске газов из цилиндров двигателя, меньше мощности, затрачиваемой на вращение крыльчатки нагнетателя. Таким образом, на земле при одинаковых давлениях наддува мощность двигателя с ТК получается бо́льшей, чем для того же двигателя с ПЦН. С увеличением эффективной мощности при том же давлении наддува возрастает механический к. п. д. двигателя, а следовательно, уменьшается удельный расход топлива, т. е. возрастает экономичность двигателя.

На расчетной высоте температура воздуха T_k на впуске в цилиндры при одинаковых к. п. д. ПЦН и нагнетателя ТК будет одна и та же. Поэтому эффективная мощность, развиваемая двигателем в обоих случаях, зависит от соотношения между мощностью, потребляемой ПЦН, и уменьшением мощности двигателя за счет увеличения противодавления на выпуске, необходимого для работы ТК. Это соотношение зависит от к. п. д. турбины и нагнетателя, и при низком его значении падение мощности двигателя за счет противодавления на выпуске может оказаться большим, чем мощность, потребляемая ПЦН.

Турбокомпрессорный наддув был предложен и испытан на двигателях в первой половине двадцатых годов. Однако, несмотря на ряд преимуществ, которыми обладал этот наддув по сравнению с наддувом от ПЦН, он был полностью вытеснен последним и до последнего десятилетия совершенно не применялся.

Это объясняется:

— низким общим коэффициентом полезного действия, которым обладали турбокомпрессоры, вследствие чего для получения достаточной высотности или больших наддувов приходилось по-

вышать противодавление на выпуске до значений, превосходящих давление наддува;

— малой стойкостью материала лопаток газовой турбины в условиях работы при высокой температуре отработавших газов, требовавшей в некоторых случаях введения охлаждения газов перед турбиной;

— сложностью и пожарной опасностью установки;

— низкой приемистостью двигателя, обусловленной невозможностью быстро изменять число оборотов газовой турбины.

За последние 10—15 лет благодаря применению новых материалов удалось значительно повысить допустимую для надежной работы лопаток температуру газов перед турбиной (до 800 ÷ 850° С). Кроме того, значительное увеличение мощности двигателей и связанное с этим увеличение расхода газов в единицу времени позволило увеличить размеры газовой турбины. Все это вместе с достижениями в области конструирования и расчета газовых турбин и центробежных нагнетателей дало возможность значительно повысить к. п. д. турбокомпрессоров и использовать их для наддува поршневых двигателей.

Высотность поршневых двигателей с ПЦН ограничивается величиной в 6000—7000 *м* вследствие большой мощности, потребляемой нагнетателем. Доведение высотности до указанных выше величин сопровождается сильным падением механического к. п. д. двигателя и соответственно его экономичности. Применение ТК совместно с ПЦН небольшой высотности позволило довести высотность двигателей до величин, превышающих 10 000—14 000 *м*, и одновременно значительно увеличить экономичность силовой установки в целом.

§ 72. КОМБИНИРОВАННЫЙ НАДДУВ

Способ повышения давления воздуха на впуске в цилиндры двигателя при помощи сочетания турбокомпрессора с приводным центробежным нагнетателем называется комбинированным наддувом.

На рис. 85 приведена схема двигателя с комбинированным наддувом. Воздух поступает сначала в турбокомпрессор *1*, являющийся первой ступенью, а затем в приводной центробежный нагнетатель *2*, являющийся второй ступенью наддува.

Вследствие того что на долю турбокомпрессора падает только часть работы сжатия воздуха, условия его работы получаются более выгодными, что дает возможность обеспечить очень большие высотности.

При двухступенчатом наддуве общее сжатие воздуха получается очень большим и соответственно с этим сильно повышается его температура. Чтобы предотвратить понижение мощности за счет повышения температуры, устанавливают радиатор *3* для охлаждения воздуха. Радиатор ставят или между ступенями, или после обеих ступеней.

В двигателях с комбинированным наддувом возможно два варианта работы:

1) турбокомпрессор включается в работу только после расчетной высоты ПЦН;

2) турбокомпрессор включается в работу одновременно с ПЦН, т. е. с момента запуска двигателя.

Рис. 85. Схема двигателя с комбинированным наддувом:
1 — турбокомпрессор; *2* — приводной центробежный нагнетатель; *3* — радиатор; *4* — заслонка турбокомпрессора; *5* — заслонка ПЦН; *6* — карбюратор

Высотная характеристика двигателя при условии включения ТК на расчетной высоте ПЦН дана на рис. 86.

На участке высот 0—H_{p_1} работает один ПЦН. Турбокомпрессор не работает (выхлопные газы отводятся через дроссельную заслонку *4* в атмосферу, см. рис. 85). Высота H_{p_1} является расчетной высотой ПЦН, на которой его заслонка *5* полностью открывается, и в то же время высотой включения турбокомпрессора, так как начиная с этой высоты дроссельная заслонка турбокомпрессора начинает прикрываться, увеличивая тем самым количество выхлопных газов, поступающее на лопатки турбины.

Мощность двигателя от земли и до высоты H_{p_1} (см. рис. 86) возрастает так же, как и мощность двигателя с одним ПЦН. При дальнейшем наборе высоты работают одновременно оба нагнетателя, т. е. ПЦН и турбокомпрессор. Давление наддува от высоты H_{p_1} до высоты H_{p_2} поддерживается постоянным за счет постепенного увеличения числа оборотов турбокомпрессора, при

Рис. 86. Высотная характеристика двигателя с комбинированным наддувом при условии включения турбокомпрессора на расчетной высоте ПЦН

этом мощность двигателя (при отсутствии радиатора *3*, см. рис. 85) уменьшается за счет повышения температуры воздуха на впуске.

Высота H_{p_2} является расчетной высотой турбокомпрессора и двигателя. На этой высоте дроссельная заслонка *4* перепуска газов полностью закрыта и все выхлопные газы проходят через газовую турбину. При дальнейшем наборе высоты давление наддува и мощность двигателя начинают уменьшаться.

Удельный расход топлива с увеличением высоты изменяется примерно так, как это показано на рис. 86.

При втором варианте турбокомпрессор включается в работу начиная с земли. Рассмотрим случай, когда заданное давление наддува p_k обеспечивается на земле при несколько прикрытой заслонке *5* (см. рис. 85), установленной на входе в ПЦН. Далее будем считать, что с подъемом на высоту положение заслонки *5* остается неизменным и что сохранение постоянства наддува p_k обеспечивается за счет увеличения числа оборотов турбокомпрессора при уменьшении перепуска газов в атмосферу заслонкой *4*. Допустим также, что в данном случае радиатор *3* включен и поддерживает постоянную температуру T_k на входе в двигатель, равную температуре T_{k0} на уровне земли.

При этих условиях вплоть до некоторой высоты $H_р$, на которой заслонка *4* полностью перекрывает выход газов в атмосферу, давление и температура воздуха на входе в двигатель будут сохраняться постоянными и равными температуре и давлению на уровне земли. Противодавление на выпуске газов из цилиндров двигателя за счет перекрывания заслонки *4* вследствие падения давления окружающей среды также будет изменяться очень мало.

Рис. 87. Высотная характеристика двигателя с комбинированным наддувом при условии включения турбокомпрессора на земле

Высотная характеристика при этом варианте работы турбокомпрессора и ПЦН дана на рис. 87.

Как видно из рис. 87, от земли и до высоты $H_р$ мощность и удельный расход топлива остаются практически постоянными. На высоте больше $H_р$ при прежнем положении дроссельной заслонки *5* (см. рис. 85) давление наддува и мощность уменьшаются, а удельный расход топлива соответственно увеличивается.

Так как мы приняли, что расчетное давление наддува до высоты $H_р$ получается при неполностью открытой дроссельной заслонке *5*, то, очевидно, путем открытия последней можно сохранить расчетное давление наддува постоянным до некоторой высоты, большей $H_р$.

Очевидно, что на высотах, где расчетное давление наддува достигается при неполном открытии дроссельной заслонки *5*, возможно осуществлять форсирование двигателя путем дополнительного открытия дроссельной заслонки.

§ 73. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С НАГНЕТАТЕЛЕМ ПО ДАВЛЕНИЮ НАДДУВА p_k[1]

Характеристикой поршневого двигателя с нагнетателем по давлению наддува называется зависимость эффективной мощ-

[1] В этом параграфе более подробно рассматриваются вопросы, изложенные в § 62 *(прим. редактора)*.

ности и удельного расхода топлива от изменения величины давления наддува p_k при постоянном числе оборотов.

Такие характеристики снимаются или рассчитываются обычно для ряда чисел оборотов и наносятся на общий график, в котором по оси абсцисс откладывается давление наддува p_k, а по оси ординат — эффективная мощность N_e и эффективный удельный расход топлива C_e. Так как мощность двигателя зависит от

Рис. 88. Характеристика авиационного поршневого двигателя по давлению наддува

высоты полета, то для каждой высоты строится своя группа характеристик.

Примерная сетка таких характеристик, снятая для некоторой определенной высоты, представлена на рис. 88. Для удобства дальнейших рассуждений эффективные мощности при разных режимах работы выражены в процентах от мощности, развиваемой двигателем при $n = 2400$ *об/мин* и $p_k = 1000$ *мм* рт. ст. Пользуясь такими сетками, построенными для различных высот, можно определить мощность и экономичность двигателя для любых условий полета и выбрать наивыгоднейший режим его работы.

Рассмотрим изменение мощности и экономичности двигателя для нескольких способов изменения его режима. При этом необходимо помнить, что практическое осуществление рассматриваемых ниже случаев регулировки мощности и числа оборотов двигателя возможно только в случае установки на двигатель винта изменяемого шага (ВИШ).

1. Число оборотов двигателя постоянно, давление наддува переменно.

Этот случай соответствует условиям, когда летчик, установив регулятор числа оборотов ВИШ на заданное число оборотов, изменяет мощность двигателя, регулируя дроссельной заслонкой давление наддува p_k.

Изменению мощности и удельного расхода топлива для этого случая при $n = 2400$ *об/мин* соответствуют линии *1-2* и *1'-2'* на рис. 88. Как видно, эффективная мощность N_e изменяется по закону прямой линии, т. е. прямо пропорциональна давлению наддува. Закон изменения эффективного удельного расхода топлива более сложен. При малом давлении наддува (точка *1'*, $p_k = 500$ *мм* рт. ст.), т. е. при дросселировании двигателя примерно на 50% его мощности, эффективный расход $C_e = 360$ *г/л. с. ч.*

По мере увеличения давления наддува эффективный расход уменьшается и достигает наименьшего значения ($C_e = 240$ *г/л. с. ч.*) при $p_k = 1050$ *мм* рт. ст., после чего расход возрастает и при максимальном давлении наддува $p_k = 1200$ *мм* рт. ст. составляет $C_e = 300$ *г/л. с. ч.*

Описанный характер протекания мощности и удельного расхода объясняется следующими причинами. При постоянном числе оборотов двигателя количество поступающего в него в единицу времени воздуха, а следовательно, и развиваемая им индикаторная мощность изменяются пропорционально весовому заряду цилиндра. Весовой заряд цилиндра изменяется прямо пропорционально давлению p_k, обратно пропорционально абсолютной температуре T_k на впуске и прямо пропорционально коэффициенту наполнения η_v. При постоянном числе оборотов подогрев воздуха в нагнетателе постоянен и, следовательно, температура T_k постоянна. Коэффициент наполнения возрастает с увеличением давления наддува, однако это увеличение очень незначительно. Таким образом, весовой заряд, а следовательно, и индикаторная мощность изменяются пропорционально давлению наддува p_k.

При постоянном числе оборотов мощность трения двигателя постоянна, а мощность, затрачиваемая на нагнетатель, изменяется пропорционально только расходу воздуха, т. е. пропорционально индикаторной мощности двигателя. Поэтому и эффективная мощность также изменяется пропорционально давлению наддува p_k.

Механический к. п. д. двигателя η_m, как мы уже отмечали, выражается следующей формулой:

$$\eta_m = \frac{N_e}{N_i} = \frac{N_i - N_c - N_r}{N_i} = 1 - \frac{N_c}{N_i} - \frac{N_r}{N_i}.$$

При дросселировании двигателя при постоянном числе оборотов первая дробь $\frac{N_c}{N_i}$ остается постоянной, так как мощность, затрачиваемая на нагнетатель (N_c), изменяется пропорционально индикаторной мощности (N_i), а вторая дробь ввиду постоянства мощности трения N_r растет с уменьшением N_i. Поэтому механический к. п. д. η_m уменьшается при дросселировании двигателя, так как мощность трения начинает составлять все бо́льшую и бо́льшую долю от индикаторной мощности.

Если бы двигатель при всех давлениях наддува работал с одинаковым коэффициентом избытка воздуха, то эффективный расход топлива должен был бы непрерывно возрастать при дросселировании. В действительности регулировка состава смеси переменна. На больших наддувах, соответствующих форсажным режимам, смесь делается богатой. На давлениях наддува, соответствующих крейсерским режимам, смесь обедняется и вновь обогащается при переходе к режимам малого газа. Этим объясняется характер протекания кривой удельного расхода топлива *1'-2'*, приведенной на рис. 88. При наддуве $p_k = 1200$ *мм* рт. ст. смесь сильно обогащена и расход топлива большой. При уменьшении наддува до $p_k = 1050$ *мм* рт. ст. смесь обедняется и расход топлива снижается. При дальнейшем уменьшении наддува удельный расход постепенно возрастает как за счет уменьшения механического к. п. д., так и за счет постепенного обогащения смеси.

2. **Давление наддува p_k постоянно, число оборотов переменно.** Если при постоянной высоте полета летчик изменяет число оборотов (посредством ВИШ), сохраняя постоянным давление p_k, то в этом случае также будут изменяться как мощность двигателя, так и удельный расход топлива.

Допустим, что мы уменьшили число оборотов двигателя с 2400 до 1800 в минуту при постоянном давлении наддува $p_k = 780$ *мм* рт. ст. Тогда мощность, развиваемая двигателем, и удельный расход топлива упадут, как это видно из рис. 88 (линии *6-5* и *6'-5'*).

Изменение мощности и удельного расхода топлива в этом случае объясняется следующими причинами. С уменьшением числа оборотов уменьшается число циклов в единицу времени, а следовательно, и расход воздуха, что вызывает уменьшение индикаторной мощности примерно пропорционально числу оборотов. Эффективная мощность двигателя также уменьшается, однако в меньшей степени. Последнее происходит потому, что с уменьшением числа оборотов двигателя мощность трения N_r

падает пропорционально квадрату числа оборотов, а мощность N_c, затрачиваемая на привод нагнетателя, падает пропорционально примерно кубу оборотов. Вследствие сильного падения величин мощности N_r и N_c доля, которую составляет эффективная мощность от индикаторной, возрастает, а следовательно, возрастает и механический к. п. д. η_m. Рост η_m с уменьшением числа оборотов приводит к соответственному снижению удельного эффективного расхода топлива C_e.

3. **Двигатель работает при полном открытии дроссельной заслонки.**

При полном открытии дроссельной заслонки двигатель может нормально работать только при полете на расчетной высоте и выше. На меньших высотах дроссельная заслонка прикрывается для понижения давления p_k до номинальной величины. Это осуществляется, как известно, автоматически регулятором РПД.

Если отключить РПД и при полном открытии дроссельной заслонки постепенно повышать число оборотов, уменьшая шаг винта, то в этом случае изменение мощности будет происходить при одновременном увеличении числа оборотов и давления p_k.

При этом мощность превысит номинальную величину. Каждому числу оборотов двигателя будет соответствовать при полном открытии дроссельной заслонки определенное давление p_k, мощность и удельный расход топлива (линии *4-7-2* и *4'-7'-2'*).

На рис. 88 кривая *4-7-2* характеризует предельные возможности двигателя в отношении развиваемой им мощности.

Двигатель эксплуатируется с включенным РПД; при этом с увеличением числа оборотов происходит следующее.

По мере роста числа оборотов двигателя, после того как будет достигнуто число оборотов, при котором нагнетатель обеспечивает получение номинального давления p_k, РПД начинает прикрывать заслонку на входе воздуха в нагнетатель, что обеспечивает сохранение постоянного давления p_k, несмотря на дальнейшее увеличение числа оборотов.

В результате указанного мощность двигателя будет меняться по кривой *4-7-8*.

Как видно из графика, в этом случае максимальная мощность, развиваемая двигателем (точка *8*), будет значительно меньше, чем при работе с полностью открытой дроссельной заслонкой (точка *2*).

4. **Мощность двигателя поддерживается постоянной при различных числах оборотов.**

Изменение числа оборотов при сохранении постоянства развиваемой им мощности в условиях эксплуатации производится чаще всего с целью увеличить экономичность двигателя (см. § 62) на крейсерских режимах работы. На рис. 88 характеристика двигателя при работе его на постоянной мощности, составляю-

щей 73% от номинальной, представлена горизонтальной линией *9-10*.

Уменьшение числа оборотов двигателя от 2400 до 1800 в минуту достигается затяжелением ВИШ, а сохранение постоянства мощности — увеличением наддува двигателя от $p_k = 780$ *мм* рт. ст. до $p_k = 880$ *мм* рт. ст. Если бы мы стали уменьшать число оборотов двигателя, не меняя давления наддува, то, как это видно из рис. 88 (линия *9-11*), мы не смогли бы сохранить постоянную мощность и она бы уменьшилась до величины, равной 63% от номинальной. Объясняется это тем, что с уменьшением числа оборотов при постоянном давлении наддува уменьшается расход воздуха через двигатель, вследствие чего падение индикаторной мощности не может быть скомпенсировано за счет уменьшения с числом оборотов мощности трения и мощности, затрачиваемой на нагнетатель. Постепенное увеличение давления наддува (от 780 до 880 *мм* рт. ст.) с уменьшением числа оборотов увеличивает весовой заряд цилиндров и расход воздуха через двигатель при меньшем числе оборотов, уменьшая тем самым падение индикаторной мощности.

Удельному эффективному расходу топлива двигателя при работе его с числом оборотов 2400 в минуту соответствует на рис. 88 точка *9'*. Из рис. 88 видно, что при переходе на работу с пониженным числом оборотов (1800 в минуту, точка мощности *10*) происходит значительное снижение эффективного расхода до величины, соответствующей точке *10'*. В рассматриваемом примере расход снижается от 290 до 225 *г/л. с. ч.*, т. е. примерно на 22%. Настолько же снизится, очевидно, и часовой расход топлива. Уменьшение эффективного расхода топлива с уменьшением числа оборотов объясняется увеличением механического к. п. д. двигателя при работе на малых оборотах за счет уменьшения мощностей N_r и N_c, а также более бедным составом смеси при работе двигателя на 1800 *об/мин*.

§ 74. КЛАССИФИКАЦИЯ РЕЖИМОВ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С НАГНЕТАТЕЛЕМ

Для двигателей с нагнетателями обычно принято различать следующие режимы работы: номинальный, взлетный, боевой, чрезвычайный и крейсерские.

Номинальный режим. Номинальным называется основной расчетный режим работы двигателя, характеризующийся номинальными оборотами коленчатого вала и номинальным давлением наддува.

Мощность на номинальном режиме принимают за 100%; мощность на всех других режимах часто выражают в процентах от этой номинальной мощности.

Для двигателей с нагнетателями различают номинальную мощность земную и высотную.

Земной номинальной мощностью называется мощность, развиваемая двигателем при работе его на земле или в полете у земли при номинальном числе оборотов и номинальном давлении наддува.

Высотной номинальной мощностью называется мощность, развиваемая двигателем на расчетной высоте при номинальном числе оборотов и номинальном давлении наддува.

В зависимости от применяемой системы наддува и действующей передачи к крыльчатке нагнетателя различают соответственно номинальную мощность на первой скорости ПЦН и на второй скорости ПЦН.

Номинальный режим используется для получения максимальной скорости или скороподъемности самолета в течение длительного полета.

На номинальном режиме двигатель должен надежно работать около 40—50% общего срока своей службы периодами непрерывной работы не больше одного часа.

Более повышенные по сравнению с номинальным (по числу оборотов и наддува) режимы называются форсированными, а пониженные режимы носят название крейсерских.

Работа двигателя на форсированных режимах, как правило, ведет к перегрузке двигателя и сокращению срока его службы, а работа на крейсерских режимах снижает нагрузку двигателя и повышает срок его службы. Однако следует иметь в виду, что двигатель в эксплуатации может оказаться перегруженным в тепловом отношении и при пониженных мощностях, если, например, на номинальном наддуве значительно затяжелить винт и тем самым заставить его работать с детонацией.

Взлетный режим. Взлетным называется форсированный режим, на котором работает двигатель при взлете самолета для максимального сокращения длины разбега.

Этот режим используется для старта перегруженных самолетов при ограниченных размерах летного поля или для достижения максимальной скороподъемности в начале набора высоты.

Увеличение мощности двигателя на взлетном режиме достигается обычно повышением не только давления наддува, но и оборотов коленчатого вала.

Взлетной называется мощность, развиваемая двигателем при работе его на земле или в полете у земли на взлетном числе оборотов и взлетном давлении наддува.

Мощность двигателя на взлетном режиме весьма значительна и составляет 110—120% от номинальной мощности, а иногда и больше. У некоторых двигателей она является их максимальной мощностью. Скорость самолета при взлете и первоначальном наборе высоты относительно мала. Недостаточен и отвод тепла от двигателя, поэтому тепловая напряженность при взлете у двигателей обычно велика. Для устранения перегрева и обеспечения

более надежной работы двигателя на этом режиме применяют более богатый состав смеси α.

По этой же причине и продолжительность работы двигателя на этом режиме ограничивается определенным временем.

На взлетном режиме двигатель должен надежно работать около 5% срока своей службы периодами непрерывной работы не более 5 минут.

Боевой режим. Боевым называется форсированный режим, применяемый для увеличения мощности двигателя в боевых условиях, обычно при догоне противника или ведении воздушного боя.

Мощность на этом режиме превосходит номинальную, но она меньше максимальной и взлетной мощности.

Форсирование двигателей на боевом режиме достигается увеличением давления наддува и оборотов коленчатого вала.

Боевая мощность подразделяется на земную и высотную.

Земной боевой мощностью называется мощность, развиваемая двигателем у земли при числе оборотов и давлении наддува, соответствующих боевому режиму.

Высотной боевой мощностью называется мощность, развиваемая двигателем на расчетной высоте при числе оборотов и давлении наддува, соответствующих боевому режиму, и полном открытии дроссельных заслонок нагнетателя и карбюратора.

Для облегчения тепловой нагрузки двигателя на боевом режиме также применяется более богатый состав смеси α, что приводит к увеличению часового расхода топлива и к сокращению продолжительности полета самолета.

На боевом режиме двигатель должен надежно работать около 15—25% срока своей службы периодами непрерывной работы 10—15 минут.

Чрезвычайный режим. Чрезвычайным называется максимально форсированный режим работы двигателя, применяемый кратковременно и только в случаях крайней необходимости, например в боевых условиях.

Чрезвычайный режим является весьма напряженным для двигателя, поскольку мощность на этом режиме составляет 130—160% от номинальной мощности и более, что достигается значительным увеличением давления наддува.

Чрезвычайной мощностью называется мощность, развиваемая двигателем при числе оборотов и давлении наддува, соответствующих чрезвычайному режиму.

Резкое увеличение мощности двигателя дает, несомненно, значительное увеличение горизонтальной и особенно вертикальной скорости самолета, но связано со столь значительным увеличением механических и тепловых нагрузок на детали двигателя, что применение этой мощности обычно ограничивается рядом условий.

У большинства двигателей такое увеличение мощности может быть достигнуто только при впрыскивании во всасывающую систему двигателя воды или водоспиртовой смеси, обеспечивающей интенсивное охлаждение смеси в цилиндре двигателя и устранение возможности возникновения детонации.

На чрезвычайном режиме двигатель должен надежно работать около 3% срока своей службы периодами непрерывной работы не более 2—4 минут.

После каждого случая работы на чрезвычайном режиме состояние двигателя должно быть тщательно проверено.

Крейсерские режимы. Под крейсерскими обычно понимают такие режимы работы двигателя, при которых мощность его составляет от 30 до 75% от номинальной.

Крейсерской мощностью называется мощность двигателя, на которой продолжительность его непрерывной работы не ограничивается по времени.

На крейсерских режимах двигатель должен надежно работать весь срок своей службы без ограничения продолжительности непрерывной работы.

Различают несколько крейсерских режимов: максимальный, наивыгоднейший, экономический.

Максимальным крейсерским режимом называется режим работы двигателя, соответствующий полету самолета на режиме скоростной дальности, т. е. на скорости, равной 0,9 от максимальной его скорости.

Мощность двигателя на этом режиме обычно составляет около 75% от номинальной мощности.

Наивыгоднейшим крейсерским режимом называется режим работы двигателя, соответствующий минимальному расходу топлива на каждый километр воздушного пути, а следовательно, максимальной дальности полета.

Мощность двигателя на этом режиме обычно составляет около 50—60% от номинальной мощности.

Экономическим крейсерским режимом называется режим работы двигателя, соответствующий минимальному часовому расходу топлива, а следовательно, и максимальной продолжительности полета.

Мощность двигателя на экономическом крейсерском режиме в зависимости от типа самолета составляет около 30—40% от номинальной мощности.

На этом режиме вследствие большого снижения тепловой нагрузки можно значительно сокращать расход топлива за счет дополнительного обеднения смеси и тем самым повышать экономичность двигателя. Для этой цели у некоторых двигателей имеется корректор смеси, который соединен с рычагом в кабине летчика.

---

13 Зак. 99

ГЛАВА VIII

СМАЗКА ДВИГАТЕЛЯ

§ 75. ВИДЫ ТРЕНИЯ

При движении одного тела по поверхности другого между ними возникают силы, препятствующие этому движению. Действие, вызывающее появление этих сил, называется трением, а сами силы — силами трения.

Различают два вида трения:

— трение скольжения, когда одно тело скользит по поверхности другого тела, например, трение поршней в цилиндрах двигателя, трение коленчатого вала в подшипниках и т. д.;

— трение качения (катания), когда одно тело катится по поверхности другого, соприкасаясь с ним в одной точке или по одной линии, например трение в шариковых и роликовых подшипниках.

Трение скольжения

Трение скольжения подразделяют на следующие типы: сухое, жидкостное и полусухое, или полужидкостное.

Сухое трение. При сухом трении между трущимися поверхностями смазки нет (рис. 89, *а*). Поверхности тел, даже очень хорошо отшлифованные, имеют неровности — углубления и выступы. При движении одной поверхности по другой выступы их соприкасаются. Вследствие упругости материала скольжение сопровождается смятием выступов, а при сильном нажатии одной поверхности на другую в некоторых случаях и разрушением поверхностей.

При движении хорошо отшлифованной поверхности относительно другой расстояние между поверхностями может быть настолько малым, что молекулы одной поверхности попадают в сферу действия молекулярных сил другой поверхности. Преодоление сил упругости и молекулярного воздействия, возникающих при перемещении одной поверхности по другой, и вызывает явление трения.

Сила сухого трения прямо пропорциональна давлению между трущимися поверхностями; она не зависит ни от величины

трущихся поверхностей, ни от скорости движения одной поверхности по другой.

Сила сухого трения выражается формулой

$$F_c = f_c N \text{ кг}, \tag{87}$$

где F_c — сила сухого трения в *кг*;

N — нормальное давление в *кг*;

$f_c = \frac{F_c}{N}$ — коэффициент сухого трения, величина которого зависит от материала и состояния трущихся поверхностей (лежит в пределах 0,1 ÷ 0,4).

Жидкостное трение. Жидкостным называется такой вид трения, при котором между трущимися поверхностями имеется сплошной слой смазки (рис. 89, *б*). При жидкостном трении слой смазки, непосредственно прилегающий к неподвижной поверхности, остается также неподвижным, а слой смазки, прилегающий к движущейся поверхности, перемещается с той же скоростью, что и сама поверхность. При движении за счет сил трения в самой жидкости, обусловленных ее вязкостью, слой, прилегающий к движущейся поверхности, увлекает за собой нижерасположенный слой, который в свою очередь увлекает следующий за ним слой жидкости и т. д. Скорость движения слоев при этом постепенно убывает от величины скорости v, равной скорости движения верхней поверхности, до нуля (см. рис. 89, *б*). Сила трения возникает в результате того сопротивления, которое оказывают отдельные слои масла при их перемещении один относительно другого. Возникающая сила трения зависит от вязкости смазки, расстояния между поверхностями и скорости перемещения одной поверхности относительно другой.

Рис. 89. Виды трения:
а — сухое; б — жидкостное; *в* — полужидкостное с распределением масла в масляном слое

У механизмов, работающих с жидкостным трением, затрата работы на преодоление трения значительно меньше, чем у механизмов, работающих с сухим трением. При жидкостном трении повышается надежность работы трущихся деталей, так как увеличивается их способность выдерживать нагрузку и уменьшается их износ.

Теория жидкостного трения была впервые разработана русским ученым Н. П. Петровым (1883 г.).

Сила жидкостного трения прямо пропорциональна абсолютной вязкости смазки, площади соприкосновения трущихся частей и их относительной скорости, обратно пропорциональна толщине смазочного слоя и не зависит от состояния трущихся поверхностей и давления между ними.

Как и для сухого трения, мы можем выразить силу жидкостного трения формулой

$$F_{ж} = f_{ж} N \text{ кг}, \tag{88}$$

где N — нормальное давление в *кг*;

$f_{ж}$ — коэффициент жидкостного трения.

Коэффициент жидкостного трения значительно меньше (в 10 ÷ 20 раз) коэффициента сухого трения. Кроме того, этот коэффициент зависит от физических свойств смазывающей жидкости, скорости перемещения одной поверхности относительно другой, расстояния между трущимися поверхностями и удельного нормального давления на них. Эта зависимость выражается формулой

$$f_{ж} = \frac{\eta V}{h N_{уд}}, \tag{89}$$

где η — абсолютная вязкость[1] жидкости;

V — скорость движения одной поверхности относительно другой;

h — толщина смазочного слоя;

$N_{уд}$ — нормальное давление на единицу поверхности.

Отсюда следует, что коэффициент жидкостного трения $f_{ж}$ тем больше, чем больше вязкость жидкости и скорость перемещения поверхностей, и тем меньше, чем больше толщина смазочного слоя и удельное давление на поверхность трения.

Полусухое или полужидкостное трение. Полусухое или полужидкостное трение (см. рис. 89, *в*) возникает в тех случаях, когда поверхности двух взаимно перемещающихся тел неполностью разделены слоем смазки, вследствие чего происходит частичное соприкосновение перемещающихся одна относительно

[1] Абсолютной вязкостью жидкости называется сила, которую необходимо приложить к 1 *см*² слоя ее поверхности, чтобы переместить жидкость со скоростью 1 *см/сек* относительно другого слоя той же жидкости, находящегося на расстоянии 1 *см* от первого.

другой поверхностей. Иначе говоря, в этом случае одновременно возникают два вида трения: сухое и жидкостное. Усилие, необходимое для перемещения трущихся поверхностей, здесь меньше, чем при сухом, и больше, чем при жидкостном трении.

Трение качения

При качении (катании) одного тела по поверхности другого также возникают силы трения.

Величина силы трения качения выражается формулой

$$F_к = f_к \frac{N}{r} \text{ кг}, \qquad (90)$$

где N — нормальное давление в *кг*;
r — радиус катящегося тела в *м*;
$f_к$ — коэффициент трения качения.

Трение качения значительно меньше не только сухого трения, но и жидкостного. Величина коэффициента трения качения $f_к$ колеблется в пределах 0,001 ÷ 0,003.

§ 76. НАЗНАЧЕНИЕ СМАЗКИ В АВИАЦИОННОМ ДВИГАТЕЛЕ

Смазка в авиационном двигателе имеет большое значение, так как размеры трущихся поверхностей в нем относительно невелики, а нагрузки на них и нагревание вследствие трения весьма значительны.

Смазка в двигателе способствует уменьшению износа трущихся деталей, устраняет возможность заедания их, уменьшает затрату мощности на механические потери и обеспечивает отвод тепла от трущихся поверхностей.

В авиационном двигателе встречаются все виды трения, описанные нами в § 75.

Так, полужидкостное или полусухое трение наблюдается в двигателе в момент его запуска, когда к трущимся поверхностям не подведено еще достаточное количество смазки. Это трение наблюдается также в местах соприкосновения зубьев шестерен и при трении поршневых колец о стенки цилиндра.

Жидкостное трение имеет место при работе двигателя, когда к трущимся деталям подведено достаточное количество масла под давлением.

Сравнение различных видов трения показывает, что минимально возможной величины трение достигает, если работа деталей двигателя происходит в условиях жидкостного трения. Однако даже при наличии достаточной смазки деталей работа сил трения в двигателе довольно значительна, и на ее преодоление затрачивается около 8—12% индикаторной мощности двигателя.

Масло, применяемое для смазки и отвода тепла от трущихся деталей двигателя, используется также и для обогрева карбюра-

тора, приведения в действие автоматических регуляторов (регулятора постоянства давления нагнетателя и регулятора состава смеси системы непосредственного впрыска), изменения углов наклона лопастей винтов изменяемого шага, переключения скоростей ПЦН и т. д.

§ 77. СПОСОБЫ СМАЗКИ ТРУЩИХСЯ ЧАСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

Смазка трущихся частей двигателя производится путем подвода масла к трущимся частям разбрызгиванием или под давлением.

Смазка разбрызгиванием заключается в том, что в картер двигателя заливается определенное количество масла с таким расчетом, чтобы нижние (кривошипные) головки шатунов при

Рис. 90. Смазка разбрызгиванием:
а — вид спереди (по сечению); *б* — вид сбоку (без перегородки и с перегородкой)

прохождении поршня через НМТ частично погружались в масло (рис. 90, *а*). При вращении коленчатого вала масло попадает в нижние головки шатунов и одновременно разбрызгивается внутри картера, образуя при этом масляный туман. Мельчайшие частицы масла через отверстия и зазоры в деталях попадают на трущиеся поверхности и смазывают их. Несмотря на свою конструктивную простоту, такой способ смазки в авиационных двигателях без сочетания с другими способами не применяется.

Объясняется это следующими причинами. Во-первых, при смазке разбрызгиванием количество масла, подводимого к наиболее нагруженным деталям двигателя (коренным подшипникам, подшипникам кривошипных головок шатунов и т. д.), не обеспечивает их надежной смазки, а главное — надежного отвода тепла, выделяющегося при трении в этих деталях. Во-вторых, при пикировании, планировании, наборе высоты, а также при выполнении фигур высшего пилотажа масло в картере перемещается (см. рис. 90, *б*), что приводит к нарушению нормальной смазки двигателя, так как часть цилиндров и шеек вала начинает получать масло в избыточном количестве, а часть остается без смазки. Кроме того, для некоторых типов двигателей — звездообразных и с перевернутыми вниз цилиндрами — наличие масла в картере вообще недопустимо.

В-третьих, при использовании для смазки масла, находящегося в картере, затрудняется пополнение убыли масла во время работы двигателя, а также его охлаждение. Последнее является очень важным для обеспечения нормальной работы двигателя, так как количество тепла, отводимого маслом в авиационном двигателе, значительно и составляет $4 \div 10\%$ от тепла, эквивалентного его эффективной мощности.

Поэтому в авиационных двигателях, как правило, применяется циркуляционная смазка под давлением при «сухом» картере. При такой системе смазки масло подается в двигатель из бака насосом и под давлением поступает по специальным каналам на смазку коренных и кривошипных подшипников коленчатого вала и некоторых других деталей. Масло, вытекающее из коренных и кривошипных подшипников, разбрызгивается коленчатым валом на стенки цилиндров, поршни и поршневые пальцы и смазывает их. Смазав все детали двигателя и одновременно охладив их, масло стекает в картер двигателя, откуда оно откачивается насосом через радиатор обратно в масляный бак.

При циркуляционной смазке насос подает масло в масляную магистраль двигателя под давлением $5 \div 10$ *кг/см*^{2}. Такое давление необходимо для преодоления гидравлических сопротивлений системы и обеспечения надежного подвода масла ко всем трущимся деталям. Количество масла, прокачиваемого через систему смазки двигателя (так называемый циркуляционный расход), очень велико и составляет в зависимости от типа двигателя

от 0,4 до 1,6 *кг/л. с. ч.* Благодаря этому масло не только смазывает трущиеся детали, но и охлаждает их. Допустимые температуры масла составляют на входе в двигатель 40—50° С, а на выходе из него 80—120° С.

Часть масла, попадающего в камеры сгорания цилиндра, сгорает и составляет собственно расход масла. Расход масла в зависимости от типа двигателя и его состояния колеблется в пределах 5 ÷ 20 *г/л. с. ч.*, т. е. во много раз меньше циркуляционного расхода.

§ 78. СИСТЕМЫ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ

Всю систему смазки двигателя можно разделить на внешнюю, расположенную на самолете и определяемую типом самолета, и внутреннюю систему смазки самого двигателя, определяемую его конструкцией.

Внешняя система смазки двигателя

На рис. 91 показан общий вид внешней системы смазки двигателя воздушного охлаждения.

Из масляного бака *1* масло по трубопроводу *15* подводится к нагнетающей ступени масляного насоса *3* и из него через фильтр *5* — в масляную магистраль двигателя.

После смазки деталей двигателя все масло стекает в маслосборники *4* и *5*, откуда откачивается насосом *3* (нагнетающая и откачивающая ступени насоса выполнены в одном агрегате) в масляный радиатор *7*. Из радиатора охлажденное масло по трубопроводу *14* поступает в масляный бак *1*.

Масло, масляные пары и газы из картера двигателя поступают по дренажной трубке *17* в маслоуловительный бачок *6*, в котором происходит отделение газов от масла. Газы отводятся по дренажной трубке *18* в атмосферу, а масло подается к вспомогательному откачивающему насосу, установленному на насосе *3*, и из него поступает по трубопроводу *13* в радиатор, а затем по трубопроводу *14* в бак *1*. В баке масло проходит через пеногаситель, в котором происходит отделение от него газов, и по трубопроводу *15* вновь поступает в масляный насос.

Для запуска двигателя в холодную погоду масло разжижается бензином. Для этой цели служит кран *8*. Перед остановкой двигателя кран *8* открывается и обеспечивает доступ некоторого количества бензина в систему смазки. Время, на которое открывается кран, зависит от температуры окружающего воздуха. Для контроля за работой системы смазки в ней установлены манометр *11*, показывающий давление масла в нагнетающей магистрали, и термометр *10*, показывающий температуру масла на выходе из двигателя.

Для слива масла из системы имеются сливные краны *9*.

Разберем устройство агрегатов внешней системы смазки.

Рис. 91. Схема внешней системы смазки двигателя воздушного охлаждения:

1 — масляный бак; *2* — дренажная трубка; *3* — масляный насос; *4* — маслосборник; *5* — фильтр; *6* — маслоуловительный бачок; *7* — радиатор; *8* — кран для разжижения масла; *9* — сливные краны; *10* — термометр; *11* — манометр; *12*, *13*, *14*, *15* и *16* — трубопроводы; *17* — дренажная трубка картера; *18* — дренажная трубка; *19* и *20* — фильтры; *21* — маслосборник

Масляный бак. Масляный бак делается достаточно прочным. Емкость баков зависит от часового расхода масла и максимальной продолжительности полета и должна быть на 15—20% больше объема заливаемого масла. Свободный объем в баке необходим на случай увеличения объема масла при его нагревании и вспенивании. Форма масляного бака зависит от компоновки самолета и места размещения бака. Масляный бак на самолете обычно устанавливается по возможности ближе к двигателю, так как при этом уменьшается длина маслопроводов и соответственно их гидравлическое сопротивление. Масляный бак располагают на самолете так, чтобы уровень масла в нем был выше нагнетающего насоса и масло поступало к нему самотеком. Заливные горловины и сливные краны баков должны иметь большой диаметр, чтобы заправка и слив масла требовали минимального времени. Бак обычно снабжается масломерной линейкой, позволяющей перед полетом проверить количество залитого масла. Забор масла из бака при наличии в нем фильтра-отстойника должен происходить в нижней точке бака, причем фильтр-отстойник необходимо периодически очищать. Конец заборной трубки располагается несколько выше дна бака, что предотвращает поступление в двигатель загрязненного масла; кроме того, заборная трубка устанавливается так, чтобы вспененное масло, поступающее в бак из двигателя, не могло поступать в нее непосредственно. В масляном баке обычно устанавливается пеногаситель для отделения образующейся пены.

Сообщение масляного бака с атмосферой (при открытой масляной системе) осуществляется при помощи дренажной трубки *2* (см. рис. 91), соединенной с картером двигателя. Такое соединение делается для того, чтобы избежать потери масла при выбрасывании его через дренажную трубку бака. Конструкция масляного бака должна обеспечивать питание двигателя маслом при всех видах полета (взлет, горизонтальный полет, виражи, пикирование и т. д.). Детали конструкции бака приведены на рис. 92.

В верхней части бака размещены: горловина *1* для заливки масла, фланец *2* для присоединения дренажной трубки и масломерная линейка *3*. Внутри бака установлены пеногаситель *4* и фильтр *5*, заключенные в колодец *6*, служащий для ускорения прогрева масла. Масло из двигателя через штуцер *7*, пеногаситель *4* и фильтр *5* поступает в колодец *6*. Из колодца через конусообразную коробку *8* масло стекает в нижний отсек бака, образуемый перегородкой *9*. В двигатель масло поступает из нижнего отсека через заборную трубку *10*. Таким образом, в циркуляции участвует не все масло, а только масло, находящееся в двигателе, колодце *6* и коробке *8*. Это ускоряет прогрев масляной системы, а также обеспечивает возможность разжижения только части масла, участвующей в основной циркуляции. По мере расходования к циркулирующему маслу добавляется свежее, посту-

пающее из верхнего отсека через патрубки *13*. Для выравнивания давлений в баке нижний его отсек сообщается с верхним трубкой *11*.

Внешняя поверхность бака окрашивается в коричневый цвет, принятый в качестве опознавательного цвета для системы смазки.

Рис. 92. Масляный бак:

1 — горловина для заливки масла; *2* — фланец для присоединения дренажной трубки; *3* — масломерная линейка; *4* — пеногаситель; *5* — фильтр; *6* — колодец; *7* — штуцер; *8* — конусообразная коробка; *9* — перегородка; *10* — заборная трубка; *11* — трубка; *12* — труба пеногасителя; *13* — патрубки

Пеногаситель. При работе двигателя отработанное масло насыщается воздухом, продуктами сгорания, которые прорываются в картер через неплотности поршня и поршневых колец, и парами бензина и воды, что приводит к усиленному пенообразованию в масляной системе.

Этому также способствуют и следующие причины:

— захватывание откачивающим масляным насосом не только масла, но и газов, находящихся в картере (захватывание проис-

ходит вследствие большой производительности откачивающего насоса по сравнению с нагнетающим);

— возможность попадания газов и паров в масляную систему при планировании самолета или при наборе высоты, когда масло отливает из тех мест, где расположены отводы масла из картера двигателя;

— загрязнение масла, а также наличие в нем бензина и воды.

При пенообразовании резко увеличивается объем масляновоздушной эмульсии, в результате чего происходит выбрасывание масла из бака через дренажную трубку.

С подъемом самолета на высоту увеличение объема воздуха и паров, имеющихся в масле, снижает производительность нагнетающего насоса, и давление масла падает. Чтобы устранить эти недостатки, в масляной системе устанавливаются специальные пеногасители — сепараторы.

Пеногаситель *4*, показанный на рис. 92, представляет собой трубку, верхний конец которой изогнут в виде спирали, помещенную в широкой трубе *12*, расположенной в колодце *6*. Вспененное масло поступает из двигателя внутрь пеногасителя снизу

Рис. 93. Маслосборное корыто двигателя ВК-105:
1 — пеногаситель; *2* — корыто; *3* — сетчатый фильтр

вверх и при выходе из него приобретает вращательное движение (закрутку), при котором возникают центробежные силы. Под действием этих сил масло отбрасывается к стенкам трубы и стекает вниз к фильтру *5*, а воздух и пары, как более легкие, остаются в верхней части масляного бака и через дренажную трубку, которая присоединяется к фланцу *2*, отводятся в картер.

На двигателе ВК-105 применен пеногаситель *1* (рис. 93), установленный внутри картера. Он представляет собой дуралюминиевый лист с отверстиями, отделяющий нижнюю часть *2* картера двигателя (маслосборное корыто), служащую сборником для масла, от основного картера.

Отработанное масло, стекая на поверхность пеногасителя, проходит через отверстия, в результате чего пена задерживается, а масло, пройдя через сетку *3*, собирается в маслосборном ко-

рыте 2. Из маслосборного корыта масло поступает к откачивающим насосам и через радиатор откачивается в масляный бак. Дальнейшее отделение паров и воздуха от масла производится пеногасителем, установленным в масляном баке.

Пеногасители описанного типа не могут обеспечить удовлетворительной работы масляной системы на больших высотах. Для удовлетворительной работы масляной системы на больших высотах применяются воздухоотделители, механически разрушающие масляную пленку, обволакивающую пузырьки газов благодаря силам поверхностного натяжения. Такими воздухоотделителями являются центрифуги или приводные сепараторы.

Масляные насосы. Масляные насосы устанавливаются непосредственно на двигателе и приводятся в движение от коленчатого вала при помощи шестеренчатых передач. Число насосов на двигателе должно быть не менее двух (нагнетающий и откачивающий). На многих двигателях число откачивающих насосов бывает и больше.

По принципу работы масляные насосы подразделяются на шестеренчатые и коловратные (лопаточные).

Шестеренчатый насос (рис. 94) представляет собой обычно две одинаковые шестерни, находящиеся в постоянном зацеплении, из которых одна расположена на ведущем валике, а вторая приводится во вращение от первой. Шестерни смонтированы в корпусе так, что между стенками корпуса и вершинами зубьев имеется небольшой зазор.

Рис. 94. Схема шестеренчатого масляного насоса:

1 — пружина; 2 — регулировочный винт; 3 — редукционный клапан

Принцип работы шестеренчатого насоса заключается в том, что при вращении его шестерен в направлении, указанном стрелками, масло попадает во впадины между зубьями шестерен и переносится вдоль стенок корпуса насоса из полости всасывания *А* в полость нагнетания *Б*. В полости *Б* зубья, входя в зацепление, выжимают масло из впадин в нагнетающую магистраль.

При свободном выходе масла из насоса давление масла в нем не повышается. Давление повышается лишь в том случае, когда

на выходе из насоса создано сопротивление. Величина давления зависит от вязкости масла, числа оборотов насоса, величины проходных сечений в трубопроводах и зазоров между трущимися деталями.

Коловратный насос (рис. 95) состоит из корпуса *1*, внутри которого эксцентрично установлен валик *2* с лопатками *3* и *4*. Лопатки пружиной *5* всегда прижаты к внутренней стенке корпуса насоса, вследствие чего его полость делится на два объема — *А* и *Б*. При вращении валика с лопатками объемы *А* и *Б* будут непрерывно изменять свою величину. При этом в увеличивающемся объеме *А* создается разрежение и масло поступает в этот объем до тех пор, пока лопатка *4* не перекроет входное отверстие в корпусе. Находящееся в объеме *Б* масло вытесняется оттуда лопаткой *3* через выходное отверстие в нагнетающую магистраль до тех пор, пока лопатка *3* не пройдет мимо выходного отверстия. После этого объем *А* сообщится с выходом из насоса, а объем *Б* — с входом в него, и лопатка *4* будет вытеснять масло из объема *А* и всасывать его в объем *Б*.

Рис. 95. Схема коловратного масляного насоса:

1 — корпус; *2* — валик; *3* и *4* — лопатки; *5* — пружина; *6* — седло; *7* — винт; *8* — пружина; *9* — шарнк

Наиболее широкое применение получили шестеренчатые насосы. Эти насосы в простейшем случае имеют в одном корпусе две ступени — нагнетающую и откачивающую. Каждая ступень насоса состоит из двух одинаковых шестерен.

Схема работы такого насоса показана на рис. 96. Ведущий валик вращается от двигателя и приводит во вращение шестерни нагнетающей и откачивающей ступеней насоса. На выходе масла из нагнетающей ступени установлен обратный клапан, который не должен допускать перетекания масла из масляного бака, расположенного выше двигателя, в неработающий двигатель.

Объем откачиваемого масла вследствие его вспенивания и насыщения газами и парами топлива значительно больше объема, подаваемого нагнетающим насосом. Чтобы обеспечить надежную откачку масла из двигателя, размеры откачивающего насоса (обычно высота шестерен) должны быть значительно (в 1,5—2 раза) больше размеров нагнетающего или же на двигателе должно быть установлено несколько насосов, откачивающих масло из разных мест картера.

Редукционный клапан. Во время работы двигателя вне зави-

симости от числа его оборотов в масляной магистрали должно поддерживаться постоянное давление, величина которого устанавливается для каждого типа двигателя. Для выполнения этого требования на выходе из нагнетающего масляного насоса устанавливается редукционный клапан, перепускающий часть подаваемого насосом масла во всасывающую полость насоса и тем самым поддерживающий постоянное давление в магистрали за насосом. Через редукционный клапан пропускается около 40 ÷ 50% от подаваемого насосом масла. При увеличении (за счет износа) зазоров между трущимися поверхностями расход масла через них увеличивается и соответственно снижается количество масла, перепускаемого через редукционный клапан.

Рис. 96. Схема работы шестеренчатого насоса

Редукционные клапаны показаны на рис. 94, 95 и 96; они бывают разных типов: шариковые, поршеньковые и тарельчатые. Редукционный клапан в рабочем положении показан на рис. 97. Когда количество масла, подаваемого насосом, не превышает его расхода через двигатель, то редукционный клапан закрыт (см. рис. 95), т. е. пружина *8* плотно прижимает шарик *9* к седлу *6*, и все масло, нагнетаемое насосом и поступающее в нагнетающую полость, проходит через двигатель.

Если подача масла превышает его расход, давление в нагнетающей магистрали становится выше нормального. При этом избыточное давление масла преодолевает упругость пружины *8* и редукционный клапан открывается, сообщая нагнетающую полость со всасывающей (см. рис. 97). Вследствие перепуска из-

лишка масла из нагнетающей полости насоса во всасывающую давление в нагнетающей магистрали снизится и достигнет нормальной величины.

Величина давления масла в магистрали регулируется натяжением пружины редукционного клапана. Для увеличения давления масла регулировочный винт 7 следует ввернуть в корпус, при этом натяжение пружины увеличится. Для уменьшения давления, наоборот, натяжение пружины следует уменьшить, т. е. вывернуть регулировочный винт 7 на несколько оборотов.

Рис. 97. Редукционный клапан в рабочем положении:
6 — седло; 7 — регулировочный винт; 8 — пружина; 9 — шарик

Редукционные клапаны регулируются при номинальном числе оборотов на давление $5 \div 10$ *кг/см*^{2}.

Масляные фильтры. Масляные фильтры устанавливаются на пути движения масла в различных участках масляной системы: в масляном насосе, в картере двигателя, в маслосборнике, в масляном баке, а также в масляной магистрали.

Наличие масляных фильтров во всасывающей линии нагнетающего насоса может привести к падению давления масла вследствие повышения гидравлических сопротивлений во всасывающей системе. Поэтому в некоторых случаях необходимо устанавливать дополнительный насос, прокачивающий масло через фильтр.

Масляные фильтры бывают трех типов: сетчатые, пластинчатые и фетровые. Чаще всего применяются сетчатые фильтры, гидравлическое сопротивление которых сравнительно невелико.

Рис. 98. Схема сетчатого фильтра

Сетчатый фильтр (рис. 98) представляет собой мелкую металлическую (обычно латунную) сетку, свернутую в цилиндр и укрепленную на жестком каркасе.

Масло поступает на внешнюю поверхность сетки и проходит внутрь фильтра, освобождаясь от механических примесей. Из внутренней части фильтра очищенное масло направляется в масляную систему. Конструкция фильтра должна быть такова, чтобы каркас вместе с сеткой можно было легко вынимать для осмотра, промывки и очистки.

Пластинчатый фильтр (рис. 99) представляет собой пакет, набранный из большого числа тонких металлических пластин, образующих между собой фильтрующие зазоры в сотые доли миллиметра. Такой фильтр обычно устанавливается в нагнетающей линии после насоса.

Фильтр состоит из корпуса *1*, внутри которого на подвижной оси *2* насажены основные пластины *3* (толщиной 0,32 *мм*), разделенные между собой промежуточными шайбами *4* (толщиной 0,09 *мм*) и дополнительными пластинками *5* (толщиной 0,07 *мм*), собранными на боковом неподвижном стержне *6*. Таким образом, между основными пластинами образуются небольшие зазоры, через которые масло под давлением насоса проходит внутрь

Рис. 99. Пластинчатый фильтр:

1 — корпус; *2* — ось; *3* — основные пластины; *4* — промежуточные шайбы; *5* — дополнительные пластинки; *6* — стержень; *7* — рукоятка; *8* — перепускной клапан (шарик)

фильтра, а твердые частицы размером более 0,1 *мм*, содержащиеся в масле, задерживаются пластинами. Очищенное масло из фильтра поступает в двигатель для смазки трущихся деталей.

Для очистки фильтрующих зазоров ось *2* с основными пластинами *3* поворачивают за рукоятку *7*, выведенную наружу. При этом дополнительные пластинки *5*, оставаясь неподвижными, счищают грязь с основных пластин *3*, чем и достигается очистка фильтра без снятия его с двигателя.

Во избежание нарушения подачи масла в двигатель в случае сильного засорения фильтрующих зазоров предусмотрен пере-

пускной клапан *8*, через который нефильтрованное масло может поступать в двигатель, минуя фильтрующие зазоры.

Разность давлений, при которой должен открываться перепускной клапан, равна 2,5 ÷ 3,0 *кг/см*².

Маслосборник. Маслосборник[1] (рис. 100) применяется в звездообразных двигателях и представляет собой литой корпус *1* небольшой емкости, устанавливаемый в нижней части картера с таким расчетом, чтобы отработанное масло могло стекать в него из двигателя. Масло, стекающее в сборник, проходит через установленный внутри него сетчатый фильтр *2* и отсасывается откачивающим насосом. Для слива масла в нижней части маслосборника установлен кран *3*.

Рис. 100. Маслосборник:
1 — корпус; *2* — фильтр; *3* — сливной кран

Масляный радиатор. Температура выходящего из двигателя масла у маломощных двигателей (типа М-11) сравнительно невелика, и нагретое масло охлаждается в баке и внешних трубопроводах путем непосредственного теплообмена между стенками бака и трубопроводами и омывающим их атмосферным воздухом. В мощных двигателях естественного охлаждения масла во внешних трубопроводах и баках недостаточно, и для поддержания и регулировки температуры масла в системе устанавливают радиаторы.

Масляные радиаторы бывают двух типов: водо-масляные, в которых масло охлаждается водой, поступающей из системы охлаждения двигателя, и воздушно-масляные, в которых масло охлаждается потоком воздуха.

---

[1] Его называют еще и маслоотстойником.

Водо-масляные радиаторы применяются в двигателях жидкостного охлаждения, когда температура охлаждающей воды ниже температуры масла; в современных двигателях, имеющих высокую температуру охлаждающей жидкости, такие радиаторы не применяются.

Наибольшее распространение получили воздушно-масляные радиаторы.

На рис. 101 показан воздушно-масляный радиатор, охлаждающая поверхность которого выполнена в форме сот. Соты состоят из медных трубок, концы которых спаяны между собой. Масло омывает трубки сот с их внешней стороны и отдает тепло потоку воздуха, протекающему внутри трубок. Радиатор разделен на секции, и проходящее через него масло движется зигзагообразно (путь масла на рис. 101 показан стрелками).

Для быстрого прогрева масла при запуске и для предотвращения разрыва радиатора вследствие повышения в нем давления

Рис. 101. Сотовый воздушно-масляный радиатор

(при густом холодном масле) в радиаторе устанавливается термостат или автоматический клапан, перепускающий масло на выход так, что оно минует соты радиатора.

Наличие клапанов дает возможность регулировать прокачку масла через радиатор и поддерживать температуру масла в определенных пределах.

Для уменьшения лобового сопротивления радиатор помещают в обтекаемые капоты (туннели), на выходе из которых устанавливаются заслонки, регулирующие количество воздуха,

Рис. 102. Капот двигателя с туннелем для масляного радиатора:
1 — кок винта; *2* — масляный радиатор; *3* — заслонка туннеля; *4* — внутренний капот; *5* — карбюратор; *6* — канал подвода воздуха к карбюратору

протекающего через радиатор, а следовательно, и степень охлаждения масла.

На рис. 102 показан капот двигателя воздушного охлаждения. Количество воздуха, протекающего через масляный радиатор *2*, регулируется заслонкой *3*.

Рис. 103. Маслоуловительный бачок:
1 — трубка; *2* — набор сеток; *3* — дренажная трубка

Маслоуловительный бачок. Для выравнивания давления внутри двигателя с атмосферным картер двигателя сообщается с наружной средой при помощи дренажной трубки. Через эту дренажную трубку возможно выбрасывание масла из картера при вводе самолета в пикирование и при полете на больших высотах. Для предотвращения потерь масла дренаж картера осуществляется через маслоуловительный бачок *6* (см. рис. 91), соединенный с картером трубками *17*.

От верхней крышки бачка отведена в атмосферу трубка *18* с выводом за капот двигателя; конец этой трубки срезан под углом 45° и поставлен срезом навстречу потоку воздуха.

Конструкция маслоуловительного бачка приведена на рис. 103.

Масло и газы поступают из картера двигателя в бачок по трубке *1*. Масло стекает вниз и откачивается насосом в масляный бак, а газы проходят через набор сеток *2* и отводятся по трубе *3* в атмосферу.

Внешняя поверхность маслоуловительного бачка и трубопроводов к нему окрашивается в коричневый цвет.

Трубопроводы. Трубопроводы маслосистемы изготовляются из алюминиевых труб, а на участках, соединяющих агрегаты маслосистемы или подверженных вибрации, — из гибких шлангов.

Внутренний диаметр трубопровода маслосистемы определяется из условий производительности масляного насоса и соответствующей скорости протекания масла в трубопроводе.

Уменьшение диаметра трубопровода приводит к увеличению скорости протекания масла, а следовательно, и к увеличению гидравлических потерь. Увеличение гидравлических потерь на линии всасывания приводит в свою очередь к снижению давления масла на входе в нагнетающий насос, вследствие чего уменьшается высотность маслосистемы.

Большие скорости масла в нагнетающей магистрали также приводят к уменьшению давления масла в отдаленных от насоса участках внутренней системы смазки двигателя, что ухудшает смазку деталей. Из этих соображений скорость масла в трубопроводах выбирается $0{,}7 \div 1{,}5$ *м/сек* на линии всасывания и $1{,}5 \div 2{,}5$ *м/сек* в нагнетающей магистрали.

При низких температурах окружающего воздуха масляные трубопроводы отепляются во избежание застывания в них масла и для уменьшения гидравлических потерь.

Внутренняя система смазки двигателя

Внутренняя система смазки авиационного двигателя выполняется так, чтобы наиболее нагруженные поверхности смазывались под давлением, а остальные разбрызгиванием.

На рис. 104 показана схема смазки двигателя М-11ФР-1. При работе двигателя масло из бака поступает самотеком к нагнетающей ступени насоса *1* и из него под давлением $3 \div 5$ *кг/см*^{2} (в зависимости от числа оборотов двигателя) поступает через U-образную трубку *2* в канал *3* в задней крышке картера. Пройдя канал *3*, масло заполняет полость хвостовика *4* коленчатого вала и через сверление *5* (в задней щеке вала) поступает в полость шатунной шейки *6*. При вращении вала механические примеси, содержащиеся в масле, под действием центробежных сил отбрасываются на внешнюю сторону внутренней полости шатунной шейки, а очищенное масло поступает в две трубки *7* и смазывает шейку и втулку главного шатуна. Затем, поступив в торцовый зазор между щеками коленчатого вала и втулкой шатуна, масло под действием центробежной силы разбрызгивается в виде мельчайших капель на стенки цилиндров, поршня, головки при-

цепных шатунов, поршневые пальцы и поршневые головки шатунов и опорные шарикоподшипники.

При движении поршня к НМТ поршневые кольца удаляют излишки масла со стенок цилиндра и сбрасывают их в картер.

Незначительная часть масла, проникая через поршневые кольца в камеру сжатия, сгорает вместе с топливовоздушной смесью.

Из полости шатунной шейки масло под давлением поступает через сверление *8* в полость носка коленчатого вала *10*.

Через отверстие в заглушке *9* масло вытекает под давлением и разбрызгивается, обеспечивая дополнительную смазку зеркальной поверхности цилиндров и других поверхностей трущихся деталей, находящихся в средней части картера.

Из полости носка коленчатого вала по сверлению *11* масло поступает в кольцевую проточку маслоприемной втулки, вращающейся вместе с коленчатым валом, из нее — в проточку носка, откуда распределяется по двум радиальным каналам *13* на смазку вакуумнасоса и компрессора и по каналу *14* поступает к золотнику гидрокрана и из него через канал *15* к винту.

Отработавшее масло стекает в картер двигателя, из него попадает в маслосборник *16* и через сетчатый фильтр *17* поступает по трубке *18* к откачивающей ступени масляного насоса *1*, откуда направляется в самолетный масляный бак.

Контроль за давлением масла и его температурой производится при помощи манометра и термометра. Приемник манометра подключен к U-образной трубке, а приемник термометра установлен в маслосборнике.

Внутреннюю систему смазки мощного звездообразного двигателя воздушного охлаждения рассмотрим на одном из современных авиационных двигателей отечественной конструкции АШ-82 (конструкции А. Д. Швецова).

Из масляного бака масло поступает самотеком в нагнетающую ступень масляного насоса *1* (рис. 105). Из нагнетающей ступени насоса масло под давлением 5,5 ÷ 6,5 *кг/см*² поступает в камеру, в которой помещен пластинчатый фильтр *28*. Пройдя фильтр, масло по каналам (на схеме не показаны) подводится к приводам агрегатов, расположенным в задней крышке *4*, к золотнику переключения скоростей ПЦН, к регулятору смеси системы непосредственного впрыска, к датчику манометра, к внешней трубке подвода масла в канал *5* и к трубке *6* подвода масла в РПД нагнетателя.

Основная часть масла, пройдя через отверстия *7* в вале привода агрегатов, поступает в его полость, откуда направляется в заднюю часть *8* коленчатого вала и на смазку валика нагнетателя *9*. Из хвостовика коленчатого вала масло распределяется по двум сверлениям *10* для смазки деталей механизма газораспределения заднего ряда цилиндров. Через сверление *11* в щеке коленчатого вала масло поступает в шатунную шейку. Из полости шатунной

шейки по трубкам *12*, запрессованным в шейку, масло поступает на смазку втулки главного шатуна. Для центробежной очистки масла в шатунной шейке установлены выступающие внутрь трубки. Из втулки главного шатуна масло поступает внутрь пальцев *13* прицепных шатунов, откуда через сверления в пальцах подается на смазку втулок нижних головок прицепных шатунов. Масло, вытекающее через зазоры деталей, смонтированных на шатунной шейке коленчатого вала, и из жиклера *14*, ввернутого в заднюю щеку, разбрызгивается и попадает на стенки цилиндров, поршни и верхние головки шатунов заднего ряда цилиндров.

В переднюю шатунную шейку масло проходит через сверления в шейках и расточку в средней щеке *15* коленчатого вала.

Смазка кривошипно-шатунного механизма и рабочих поверхностей цилиндров переднего ряда аналогична смазке этих деталей у заднего ряда цилиндров. Роликовые подшипники коленчатого вала и зубья шестерен механизмов газораспределения смазываются методом разбрызгивания.

Через сверление *16* в передней щеке коленчатого вала масло проходит в кольцевую полость, образованную внутренней поверхностью носка вала и трубкой *17*, запрессованной в носок. Затем через сверление *18* масло поступает на смазывание деталей механизма газораспределения переднего ряда цилиндров, а через сверление *19* — на смазку заднего подшипника вала винта и деталей редуктора; оставшееся масло через сверление *20* проходит в полость между носком коленчатого вала н валом винта. Из этой полости через сверление *21* масло поступает к регулятору числа оборотов *22*, а из регулятора по сверлению *23* и трубке *24* поступает к ВИШ. Для обеспечения достаточного давления масла на входе в регулятор числа оборотов к нему подводится масло по дополнительному каналу *5*. Из этого же канала масло отводится на смазку верхних толкателей газораспределения переднего ряда цилиндров. Из ВИШ масло возвращается в регулятор числа оборотов, откуда оно сливается в носок картера двигателя.

После смазки деталей двигателя все масло стекает в картер и сливается в передний маслосборник *25*.

В картере установлены два щитка *26*, называемые масляными дефлекторами: один — в картере переднего ряда цилиндров, другой — в картере заднего ряда цилиндров. При вращении коленчатого вала масло, увлекаемое противовесами коленчатого вала, задерживается дефлекторами и отводится в передний маслосборник, что улучшает слив масла и уменьшает пенообразование.

Из переднего маслосборника масло по трубе *29* поступает в задний маслосборник *30*, внутри которого установлен сетчатый фильтр. Пройдя через сетчатый фильтр, масло по каналу *27* поступает в откачивающую ступень масляного насоса, откуда откачивается через радиатор в масляный бак.

Рис. 106. Схема смазки двигателя АМ-38:

1 — маслопровод; *2* — фильтр; *3* — нагнетающая ступень маслонасоса; *4* — масляная магистраль; *5* — кольцевая полость; *6* и *7* — трубки; *8* — канал; *9* — штуцер; *10*, *11* и *12* — трубки; *13*, *14* и *15* — откачивающие ступени насоса; *16* — штуцер

Внутреннюю систему смазки рядного двигателя жидкостного охлаждения рассмотрим на примере отечественного двигателя АМ-38.

Масло из бака поступает (рис. 106) по маслопроводу *1* через фильтр *2* в нагнетающую ступень масляного насоса *3*, откуда подается в масляную магистраль *4*, расположенную в нижней части картера.

Основной поток масла направляется в переднюю часть двигателя, откуда через ряд каналов поступает в кольцевую полость *5*. Из нее масло поступает во внутреннюю полость вала и через сверления в его шейках смазывает коренные и шатунные подшипники.

Масло, вытекающее из коренных и шатунных подшипников, разбрызгивается на стенки цилиндров и детали поршневой группы. В передней части картера масло через сверления и трубку *6* подается к заднему подшипнику вала винта и по внутренней полости вала поступает к другим подшипникам вала винта. По трубке *7* масло подается непосредственно на зубья шестерен редуктора.

Из кольцевой полости *5* масло поступает также к регулятору числа оборотов винта и к корпусу коробки передних агрегатов.

Часть масла, подаваемого насосом, направляется к задней части картера для смазки приводов и агрегатов. Эта часть масла через канал *8* поступает в кольцевую проточку вокруг заднего коренного подшипника, а оттуда — на смазку вертикальной передачи и через штуцер *9* и трубку *10* — к регулятору автомата наддува. По трубке *11* масло подводится к головкам блоков для смазки механизма распределения. Нагнетатель смазывается маслом, отводимым из главной магистрали наружной трубкой *12*.

Отработавшее масло стекает в нижний картер двигателя (из головок блоков масло стекает в картер через кожухи вертикальной передачи). Из картера и нагнетателя масло забирается откачивающими ступенями насоса *13, 14, 15* и направляется через радиатор в масляный бак.

Давление масла в главной магистрали измеряется манометром, присоединенным к штуцеру *16*.

§ 79. ВЫСОТНОСТЬ МАСЛОСИСТЕМЫ

При подъеме самолета на высоту снижается давление окружающей среды и соответственно давление в масляной системе. Понижение давления в системе приводит к выделению из масла растворенного в нем воздуха, газов и паров топлива, а также к испарению наиболее легких фракций масла. Выделение воздуха и газов из масла происходит наиболее интенсивно на входе в нагнетающий насос, где давление масла имеет пониженную величину. В результате с подъемом на высоту уменьшается количество масла, подаваемого насосом в двигатель, и его давление и нарушается нормальная работа масляной системы. Высота

полета, на которой давление масла, создаваемое нагнетающим насосом, становится меньше минимально допустимого для данного двигателя, называется **высотностью маслосистемы**.

Высотность маслосистемы зависит от количества растворенных в масле воздуха и газов и от давления масла на входе в нагнетающий насос. Поэтому для того, чтобы масляная система обладала достаточной высотностью, в ней необходимо установить сепараторы для тщательного отделения от масла воздуха, газов и паров топлива, а также принимать меры по предотвращению падения давления на входе в насос ниже определенной величины.

Увеличение давления масла на входе в нагнетающий насос, а следовательно, и увеличение высотности маслосистемы может быть достигнуто путем:

— повышения уровня маслобака;

— уменьшения гидравлических потерь во всасывающей линии нагнетающего насоса;

— установки дополнительного подкачивающего насоса;

— повышения давления в маслобаках.

Повышение уровня маслобака, т. е. давления, создаваемого столбом масла на входе в нагнетающий насос, оказывает сравнительно незначительное влияние на изменение высотности, составляя около 130 ÷ 140 *м* на 10 *см* увеличения высоты масляного столба. Уменьшение же гидравлических потерь во всасывающей линии за счет уменьшения длины и увеличения диаметра маслопроводов, снижения сопротивления в фильтрах, коленах и поворотах может существенно повлиять на высотность. Так, например, по данным Н. Е. Жовинского, увеличение скорости течения масла в трубопроводе от 1,5 до 2,5 *м/сек* снижает высотность системы на 2,5 ÷ 3,5 *км*, а увеличение длины трубопровода от 100 до 300 *см* при постоянной скорости масла снижает высотность приблизительно на 2,5 *км*.

Более эффективным средством увеличения высотности является применение подкачивающего насоса и закрытой масляной системы с повышенным против окружающей среды давлением. Подкачивающий насос устанавливается на пути масла от бака к нагнетающему насосу и служит для повышения давления на входе в последний.

При закрытой системе масляный бак сообщается с окружающей средой через редукционный клапан двойного действия, автоматически поддерживающий в баке избыточное давление порядка 0,1 ÷ 0,2 *кг/см*^{2}. Опытные данные показывают, что при условии хорошего отделения воздуха увеличение давления в маслобаке на 0,1 *кг/см*^{2} обеспечивает прирост высотности маслосистемы на 2000—3000 *м*. Повышение давления в баках более чем на 0,25 ÷ 0,30 *кг/см*^{2} нерационально и приводит к сильному утяжелению конструкции.

ГЛАВА IX

ОХЛАЖДЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

§ 80. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

При работе двигателя горячие газы, омывая внутреннюю поверхность головки и стенок цилиндра, днище поршня, головки клапанов и электроды свечей, отдают им тепло и сильно нагревают их. Кроме того, все трущиеся детали двигателя нагреваются вследствие превращения работы трения в тепло. Если не принимать специальных мер для охлаждения двигателя, то температура указанных деталей повысится до такой величины, при которой работа двигателя станет невозможной, так как при большой температуре (800—1000°абс.) механическая прочность деталей понижается и они могут разрушиться. Даже при температурах более низких, чем указанные выше, работа двигателя может оказаться невозможной вследствие заедания трущихся деталей (в первую очередь поршней в цилиндрах), вызываемого изменением рабочих зазоров из-за теплового расширения.

Кроме снижения механической прочности и возможности заедания трущихся деталей, работа двигателя при повышенных температурах вызывает также:

— уменьшение мощности двигателя вследствие уменьшения весового заряда цилиндра и увеличения мощности, затрачиваемой на трение, из-за недостаточной смазки и коксования масла;

— возможность возникновения детонации и преждевременных (самопроизвольных) вспышек.

Для обеспечения работы двигателя его необходимо непрерывно охлаждать, причем это охлаждение должно быть таким, чтобы температура деталей двигателя обеспечивала их нормальную работу.

Необходимо иметь в виду, что чрезмерное охлаждение двигателя недопустимо, так как при этом:

— ухудшаются условия испарения бензина, что нарушает устойчивую работу двигателя и вследствие обеднения смеси вызывает возможность возникновения опасных в пожарном отношении вспышек во впускных трубопроводах (при внешнем смесеобразовании);

— уменьшается мощность двигателя за счет увеличения трения, вызванного повышением вязкости масла.

В табл. 7 приведены средние значения температуры некоторых деталей при нормальных условиях работы двигателя.

Таблица 7

Рабочие температуры деталей двигателя

Наименование детали	Температура, °С	Наименование детали	Температура, °С
Грибок выпускного клапана	750—800	Головка цилиндра жидкостного охлаждения	200—280
Днище поршня . . .	250—300	Стенки цилиндра воздушного охлаждения	140—180
Головка цилиндра воздушного охлаждения	250—300	Стенки цилиндра жидкостного охлаждения	120—160

Количество тепла, которое необходимо отводить от двигателя для поддержания нормальной температуры его деталей, довольно значительно и составляет на номинальном режиме работы 40 ÷ 50% от тепла, эквивалентного его эффективной мощности.

Отвод тепла от двигателя обеспечивается путем обдува внешней поверхности цилиндров и картера окружающим воздухом (двигатели воздушного охлаждения) или охлаждением цилиндров жидкостью и обдувом картера воздухом (двигатели жидкостного охлаждения). В последнем случае тепло, отведенное от цилиндров охлаждающей жидкостью, в дальнейшем также передается окружающему воздуху в радиаторе. Кроме этого, незначительная часть тепла (1 ÷ 3% от тепла, внесенного топливом) отводится от двигателя циркулирующим в системе маслом.

§ 81. ВОЗДУШНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

При воздушном охлаждении теплообмен происходит непосредственно между деталями двигателя и атмосферным воздухом. Встречный поток воздуха, омывая внешнюю поверхность цилиндров и других деталей, отнимает от них тепло, что дает возможность поддерживать их температуру на уровне, безопасном для работы двигателя.

Для увеличения количества отводимого от головок и гильз цилиндров тепла их снабжают ребрами, увеличивая тем самым в несколько раз поверхность, омываемую воздухом.

У современных двигателей величина охлаждающей поверхности цилиндров лежит в пределах 150 ÷ 220 *см²/л. с.* При указанных соотношениях общая поверхность охлаждения получается очень большой и тем бо́льшей, чем больше мощность двигателя, снимаемая с одного литра рабочего объема, составляя, например, для двигателя АШ-82ФН около 1,8 *м²* на один цилиндр.

Расположение охлаждающих ребер на цилиндре воздушного охлаждения показано на рис. 107. Около 65 ÷ 70% всей поверхности охлаждения размещается на головке. Нижняя часть

Рис. 107. Цилиндр двигателя воздушного охлаждения

головки цилиндра и коробка выпускного клапана обычно имеют более оребренную поверхность, чем коробка впускного клапана. Это вызвано тем, что головка цилиндра нагревается больше, чем гильза, а коробка выпускного клапана — значительно сильнее коробки впускного клапана.

Поперечное сечение (профиль) ребер делается обычно прямоугольным или трапециевидным (рис. 108). Толщина δ стальных ребер на стакане цилиндра находится в пределах 0,4 ÷ 0,8 *мм*, а алюминиевых ребер на головке цилиндра — 2 ÷ 4 *мм*. Высота ребра h обычно в 15—20 раз превышает его толщину.

Рис. 108. Профиль ребер:
а — прямоугольный; *б* — трапециевидный

При такой конфигурации обеспечивается необходимый отвод тепла, а также достаточная механическая прочность ребер.

Эффективность и равномерность охлаждения цилиндров двигателя зависят от расположения цилиндров и от подвода охлаждающего воздуха. Наиболее эффективное и равномерное охлаждение цилиндров наблюдается в двигателях со звездообразным расположением цилиндров. В двухрядных звездообразных двигателях охлаждающий воздух к цилиндрам заднего ряда подводится через промежутки между цилиндрами переднего ряда.

Однако даже при правильном размещении ребер и рациональном расположении цилиндров не удается полностью обеспечить равномерного их охлаждения, если не принять специальных мер для подвода к ним охлаждающего воздуха.

а

б

Рис. 109. Расположение дефлекторов на цилиндрах:
а — однорядная звезда; *б* — двухрядная звезда

При свободном обтекании цилиндра воздухом за ним образуется вихревая зона, ухудшающая теплоотдачу в воздух от стенок цилиндра с задней его стороны. Вместе с тем часть воздуха, протекающего между цилиндрами, вовсе не используется для отвода тепла.

Для равномерного охлаждения цилиндров и уменьшения их лобового сопротивления применяют дефлекторы. Дефлекторы изготовляются из дюралюминия или стали и устанавливаются по контуру оребренной части гильзы и головки цилиндра, образуя закрытые каналы — туннели, проходя по которым воздух омывает почти равномерно все участки цилиндра. Схема расположения дефлекторов для однорядной и двухрядной звезд приведена на рис. 109, *а* и *б*.

Рис. 110. Схема воздушного охлаждения рядного двигателя

При этом весь воздух, проходящий между цилиндрами, участвует в теплообмене, что дает возможность уменьшить общее количество охлаждающего воздуха и снизить тем самым сопротивление двигателя. Эффективность дефлекторов в системе воздушного охлаждения позволяет успешно использовать их и для охлаждения двигателей воздушного охлаждения с рядным расположением цилиндров (рис. 110), которые по сравнению со звездообразными двигателями имеют меньшую лобовую площадь.

При охлаждении деталей головки цилиндра труднее всего обеспечить достаточный отвод тепла от выпускного клапана, находящегося под воздействием очень высоких температур. Тепло от грибка клапана отводится к цилиндру через седло клапана, а также через направляющую втулку клапана (рис. 111, *а*).

Для лучшего отвода тепла от выпускных клапанов их делают пустотелыми и заполняют металлическим натрием (рис. 111, *б*), температура плавления которого около 90° С. При работе двигателя натрий плавится и при движении клапана непрерывно взбалтывается и переносит тепло от грибка к более холодному штоку.

Рис. 111. Отвод тепла от клапанов:
а — отвод тепла от клапана впуска; *б* — выпускной клапан, заполненный металлическим натрием

§ 82. КАПОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Для уменьшения лобового сопротивления самолета двигатели заключаются в специальные капоты.

На рис. 112 показана схема капота звездообразного двигателя воздушного охлаждения. Переднее кольцо капота *1* образует с коком винта *2* кольцевую щель, через которую воздух поступает к цилиндрам для их охлаждения. В верхней части капота установлен воздухозаборный патрубок *3* для подвода воздуха в двигатель, а в нижней, в специальном туннеле *4*, — масляный радиатор *5*.

Проход воздуха через капот и туннель маслорадиатора регулируется заслонками *6* из кабины летчика. Регулирующие заслонки могут устанавливаться как на входе, так и на выходе из капота.

Заслонки, установленные на входе, создают большее лобовое сопротивление по сравнению с заслонками, установленными на выходе из капота.

Количество воздуха, необходимое для поддержания определенной температуры двигателя, называется потребным количеством воздуха, а количество воздуха, фактически проходящее через капот, называется располагаемым расходом.

Надежное охлаждение двигателя обеспечивается тогда, когда располагаемый расход воздуха равен потребному. Если распола-

гаемый расход воздуха меньше потребного, то двигатель перегревается, если же расход воздуха превышает потребный, то возможно переохлаждение двигателя.

Располагаемый расход воздуха зависит от геометрических размеров капота, скорости полета, сопротивления двигателя и капота и от плотности воздуха.

Рис. 112. Схема капота двигателя воздушного охлаждения:

1 — переднее кольцо капота; *2* — кок винта; *3* — воздухозаборный патрубок; *4* — туннель; *5* — масляный радиатор; *6* — заслонка

Потребный расход воздуха зависит от режима работы двигателя и допустимого повышения температуры охлаждающего воздуха.

Потребный расход воздуха на уровне земли для двигателей мощностью 1200 ÷ 1800 *л. с.* составляет 8 ÷ 12 *кг/сек.* Подогрев воздуха в капоте достигает в среднем 50 ÷ 70° С.

§ 83. ПРИНУДИТЕЛЬНОЕ ВОЗДУШНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

Охлаждение цилиндров двигателей воздушного охлаждения резко ухудшается с уменьшением скорости охлаждающего потока воздуха (скорости полета), обдувающего цилиндры, а также с уменьшением плотности воздуха. Первое наблюдается в условиях взлета и набора высоты, а второе — при полете на больших высотах. Особенно затруднено охлаждение двигателей,

установленных на вертолетах, скорость перемещения которых мала, а на режиме висения равна нулю.

Для того чтобы обеспечить охлаждение двигателей в указанных выше условиях работы, прибегают к принудительному охлаждению посредством специальных вентиляторов. На двигателях, предназначенных для вертолетов, установка вентилятора обязательна.

Вентилятор (рис. 113) изготовляется в виде многолопастного винта и приводится во вращение от двигателя с числом оборо-

Рис. 113. Расположение вентилятора на двигателе с принудительным охлаждением

тов, равным числу оборотов двигателя или повышенным. Поток воздуха, создаваемый вентилятором под некоторым избыточным давлением, обдувает цилиндры двигателя. Кроме того, часть воздуха по специальным каналам может быть направлена к воздухозаборным патрубкам для повышения давления воздуха, поступающего в двигатель.

На вращение вентилятора двигатель затрачивает около $5 \div 10\%$ мощности.

Высотность двигателей, снабженных турбокомпрессорами, значительно превосходит высотность двигателей с ПЦН. В этом случае принудительное охлаждение приобретает важное значение.

§ 84. ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ

При жидкостном охлаждении двигателя цилиндры его окружаются специальными рубашками или общей рубашкой (блок цилиндров), в которой циркулирует охлаждающая жидкость. Жидкость, отнявшая тепло от стенок цилиндра, охлаждается в радиаторе, обдуваемом потоком воздуха. В двигателе жидкостного охлаждения передача тепла от стенок цилиндра к окружающему воздуху происходит, таким образом, не непосредственно,

как в двигателе воздушного охлаждения, а при помощи охлаждающей жидкости.

В качестве охлаждающих жидкостей применяются вода или специальные жидкости.

Для того чтобы обеспечить непрерывный перенос тепла от двигателя к радиатору, охлаждающую жидкость заставляют циркулировать по замкнутому контуру, включающему в себя двигатель и радиатор.

На рис. 114 показана принципиальная схема жидкостного охлаждения двигателя.

Охлаждающая жидкость подается водяным насосом *2* по двум трубопроводам *8* в рубашки обоих блоков *1* и омывает

Рис. 114. Принципиальная схема жидкостного охлаждения двигателя: *1* — блоки; *2* — водяной насос; *3* — радиатор; *4* — расширительный бачок; *5* — сепаратор; *6* — сливной кран; *7* — термометр; *8, 9, 10, 11* и *12* — трубопроводы; *13* — компенсационная трубка

гильзы и головки цилиндров. Отняв тепло от цилиндров, т. е. охладив их, нагретая жидкость по трубам *9* выходит из блоков в сепаратор *5*, где происходит отделение паров и воздуха от жидкости. Из сепаратора охлаждающая жидкость по трубопроводу *10* поступает в радиатор *3*. Температура жидкости на выходе из двигателя контролируется по термометру *7*.

В радиаторе жидкость охлаждается воздухом и затем по трубопроводу *11* подводится к водяному насосу *2* и вновь подается в блоки двигателя.

Таким образом, при работе двигателя жидкость непрерывно циркулирует по замкнутому пути: двигатель — сепаратор — радиатор — насос — двигатель.

При работе двигателя вблизи его наиболее нагретых частей (головка цилиндра) может происходить образование пара и выделение воздуха из жидкости. Образовавшиеся пар и воздух вместе с небольшим количеством охлаждающей жидкости отводятся из верхней части блоков и сепаратора по трубопроводу *12* в расширительный бачок *4*, где происходит конденсация пара. Из расширительного бачка жидкость по компенсационной трубке *13* поступает к насосу.

§ 85. УСТРОЙСТВО И РАБОТА АГРЕГАТОВ СИСТЕМЫ ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Водяной насос. По принципу работы водяной насос (рис. 115) относится к типу центробежных. Он состоит из корпуса *1*, входного патрубка *5*, выходных патрубков *4* и крыльчатки *2*, укрепленной жестко на валике *3*. Валик приводится во вращение от коленчатого вала с числом оборотов в 1,2 ÷ 1,5 раза большим числа оборотов коленчатого вала.

При работе крыльчатки жидкость, находящаяся между ее лопатками, приводится во вращательное движение. Под действием

Рис. 115. Водяной насос:
1 — корпус; *2* — крыльчатка; *3* — валик; *4* — выходные патрубки; *5* — входной патрубок

центробежных сил частицы жидкости отбрасываются к периферии и поступают в патрубки *4*, расположенные касательно по отношению к корпусу насоса. Из патрубков жидкость под напором подается по трубам в блоки. В центре крыльчатки при работе насоса создается разрежение, вследствие чего обеспечивается непрерывный приток жидкости из радиатора по патрубку *5*.

Напор, создаваемый насосом, составляет 15 ÷ 30 *м* водяного столба, т. е. 1,5—3,0 *кг/см*². Разность температур между входящей и выходящей из двигателя жидкостью не должна быть более 10 ÷ 12° С. При этих условиях количество охлаждающей жидкости, прокачиваемой насосом через двигатель, составляет 45 ÷ 60 *л/л. с.* в минуту.

При понижении давления жидкость закипает при более низкой температуре. Так как на входе в насос давление пониженное, то в некоторых случаях (при работе на высоте) может происходить быстрое выделение пара из жидкости. Пар захватывается

лопатками насоса и, сжимаясь последними, частично конденсируется, что приводит к падению давления в насосе. В зону низкого давления с огромными скоростями устремляется жидкость, струя ее при этом разрывается и количество подаваемой насосом жидкости резко снижается. Это явление носит название кавитации.

Для предотвращения кавитации необходимо, чтобы давление жидкости перед насосом было на определенную величину больше того давления, при котором закипает входящая в насос жидкость. С этой целью на входе к насосу присоединена трубка, подводящая жидкость из расширительного бачка (трубка *13* на рис. 114), расположенного в верхней точке системы охлаждения, благодаря чему перед насосом создается повышенное давление (подпор).

Рис. 116. Сотовый радиатор:
а — общий вид радиатора; *б* — схема соединения трубок

Радиатор. Для охлаждения жидкости применяются радиаторы разных типов: сотовые, пластинчатые и трубчатые.

Наиболее распространенным типом является сотовый радиатор. Он состоит из набора круглых или шестигранных трубок, сделанных из латуни, меди или других специальных сплавов. Трубки с обоих концов развальцованы и спаяны между собой. Охлаждающая жидкость протекает между трубками, а внутри трубок проходит охлаждающий воздух. Общий вид сотового радиатора и путь, по которому в нем движется охлаждающая жидкость, показаны на рис. 116, *а*. На рис. 116, *б* показаны схема соединения развальцованных трубок и образующиеся между ними полости для охлаждающей жидкости.

Форма радиатора зависит от места его расположения на самолете и должна быть такой, чтобы аэродинамическое сопротивление было наименьшим. В настоящее время радиаторы размещают в туннелях (рис. 117, *а* и *б*). На выходе из туннеля устанавливаются заслонки, регулирующие количество воздуха,

протекающего через радиатор, и, следовательно, температуру охлаждающей жидкости. Установка радиатора в туннелях сильно снижает аэродинамическое сопротивление радиаторной установки.

Аэродинамическое сопротивление радиатора зависит от размеров его лобовой поверхности и глубины радиатора. Размеры

Рис. 117. Схема расположения радиаторов на самолете:
а — под двигателем; *б* — в крыле самолета

радиатора в свою очередь зависят от количества отнимаемого от двигателя тепла.

Чем выше температура охлаждающей жидкости в радиаторе, тем больше разность температур между поверхностью радиатора и охлаждающим воздухом и тем бо́льшее количество тепла можно отвести с единицы охлаждающей поверхности радиатора. Отсюда следует, что для уменьшения величины охлаждающей

Рис. 118. Расширительный бачок:
1 — дренажный клапан; *2* — заливная горловина; *3* — контрольный кран; *4* и *5* — штуцеры

поверхности, а следовательно, и лобового сопротивления радиатора желательно иметь более высокую температуру поступающей в него охлаждающей жидкости.

Так, например, при повышении средней температуры охлаждающей жидкости в радиаторе с 70 до 100° С его охлаждающая поверхность может быть уменьшена примерно на 50%.

Расширительный бачок. Расширительный бачок (рис. 118) устанавливается в самой высокой точке системы охлаждения. К нему (к штуцерам *4*) присоединяются дренажные трубопроводы, отводящие пар из блоков или из сепараторов, а также компенсационная трубка (к штуцеру *5*), отводящая жидкость из бачка к входу в водяной насос.

Расширительный бачок служит для хранения запаса охлаждающей жидкости, за счет которой компенсируются потери жидкости при ее испарении или незначительной утечке, а также для того, чтобы обеспечить возможность расширения жидкости при ее нагревании во время работы двигателя.

На расширительном бачке имеется заливная горловина *2*, через которую производится заправка системы охлаждения. Объем жидкости в бачке после заправки составляет примерно 15% от всей емкости системы. Для слива лишнего количества жидкости из бачка служит контрольный кран *3*, а для сообщения с атмосферой бачок имеет отверстие *1* для установки дренажной трубки или дренажного клапана *1*.

Рис. 119. Схема работы центробежного сепаратора

От давления в расширительном бачке зависит давление в остальных точках системы и допустимая температура жидкости.

В зависимости от способа сообщения расширительного бачка с атмосферой системы охлаждения разделяются на открытые и закрытые.

В открытой системе расширительный бачок сообщается с атмосферой при помощи открытой трубки, при этом давление над уровнем жидкости в бачке всегда равно давлению окружающей среды. Поэтому в открытой системе, во избежание интенсивного парообразования, максимально допустимая температура охлаждающей жидкости на земле не должна превышать 90 ÷ 95° С, а на высотах 7000 ÷ 10 000 *м* — соответственно 73 ÷ 63° С.

Открытые системы охлаждения применяются на самолетах с маломощными невысотными двигателями жидкостного охлаждения.

В закрытой системе расширительный бачок сообщается с атмосферой через дренажный клапан, который открывается только при повышении давления паров в бачке сверх определенной (заранее установленной) величины. Чем выше давление в расширительном бачке, тем выше температура кипения охлаждающей жидкости и тем выше допустимая температура охлаждающей жидкости.

Сепаратор. Наличие пара и воздуха в охлаждающей жидкости ухудшает отвод тепла от нагретых деталей двигателя. Кроме того, наличие пара и воздуха ухудшает устойчивость работы водяного насоса.

Для отделения от охлаждающей жидкости пара и воздуха на выходе из блоков устанавливается сепаратор. Наиболее простым является центробежный сепаратор (рис. 119). Он устроен так, что жидкость из блоков поступает в него по касательному направлению к цилиндрической части корпуса. При этом она приводится во вращение с большой скоростью, отбрасывается под действием центробежных сил к стенкам и выходит по трубопроводу в радиатор. Воздух и пар, отделяясь от жидкости, собираются в центральной части и по пароотводной трубке отводятся в расширительный бачок.

В некоторых случаях сепаратор изготовляется за одно целое с расширительным бачком.

§ 86. ОХЛАЖДЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ВЫСОКОКИПЯЩИМИ ЖИДКОСТЯМИ И ПРИ ПОВЫШЕННОМ ДАВЛЕНИИ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ

Охлаждение двигателя высококипящими жидкостями и под давлением дает возможность уменьшить размеры радиатора, т. е. снизить его лобовое сопротивление.

Наиболее распространенной высококипящей жидкостью является этиленгликоль, представляющий собой двухатомный спирт со следующими физическими свойствами:

Температура кипения	195°С
Теплоемкость	0,62 *ккал/кг град*
Удельный вес	1,1

Рабочие температуры при охлаждении этиленгликолем поддерживают обычно в пределах 120 ÷ 130° С при кратковременной работе и 110 ÷ 115° С при длительной работе двигателя.

При повышении рабочих температур этиленгликоля выше указанных пределов температуры цилиндров, поршней и клапанов сильно возрастают и увеличивается склонность двигателя к детонации. Кроме того, резко увеличивается отдача тепла в масло.

При охлаждении этиленгликолем мощность и экономичность двигателя почти не меняются, а система охлаждения остается примерно такой же, как и водяная, с той только разницей, что поверхность радиатора уменьшается примерно на 40%. Открытые системы этиленгликолевого охлаждения в настоящее время вытеснены водяным охлаждением под давлением, а этиленгликоль применяется в зимнее время в смесях с водой для получения незамерзающих охлаждающих жидкостей (антифризов).

Водяное охлаждение под давлением заключается в том, что система выполняется закрытой. В этом случае система охлаждения сообщается с окружающей средой через специальный редукционный клапан автоматического действия, отрегулированный на определенное давление и установленный в расширительном бачке,

В расширительном бачке (при работе двигателя) сначала происходит закипание воды, при этом образующийся пар повышает давление до величины, при которой кипение воды прекращается. Это позволяет довести температуру охлаждающей воды примерно до такой же величины, как и при этиленгликолевом охлаждении.

Преимущества водяного охлаждения под давлением по сравнению с этиленгликолевым следующие:

— охлаждение стенок цилиндров производится более эффективно и равномерно вследствие бо́льшей теплоемкости воды;

— уменьшается возможность возникновения коррозии металлических деталей системы охлаждения;

— отпадает необходимость транспортировки и создания на аэродромах больших запасов специальной охлаждающей жидкости.

Рис. 120. Зависимость температуры кипения воды от избыточного давления

Система водяного охлаждения под давлением обладает еще одним очень важным преимуществом, заключающимся в том, что давление в системе с подъемом на высоту уменьшается очень мало, что дает возможность сохранять высокие температуры охлаждающей жидкости вплоть до больших высот.

При водяном охлаждении под давлением повышаются требования, предъявляемые к герметичности охлаждающей системы, а также к прочности радиатора и соединений.

На рис. 120 показана зависимость температуры кипения воды от давления. Как видно, температуре кипения воды 120 ÷ 130° С соответствует избыточное давление 1—2 *кг/см²*. Это давление и следует учитывать при расчете прочности системы охлаждения.

Система охлаждения под давлением применяется на большинстве самолетов с мощными двигателями жидкостного охлаждения; при этом допустимые температуры воды на выходе из двигателя при работе на номинальном режиме составляют 110 ÷ 120° С, а при кратковременном форсировании — до 135° С.

Дренажные клапаны системы охлаждения представляют собой клапаны двойного действия. Они могут быть двух типов:

1) клапаны постоянного перепада давлений, т. е. поддерживающие постоянное заданное избыточное давление в системе (рис. 121);

2) клапаны постоянного давления, т. е. поддерживающие постоянное заданное абсолютное давление внутри системы независимо от давления окружающей атмосферы (рис. 122).

Работа клапана постоянного перепада давлений заключается в следующем (см. рис. 121). Пружина *1* отрегулирована на заданное избыточное давление в водяной системе. Если давление в системе охлаждения превысит усилие пружины, то клапан *2* откроется и сообщит систему с окружающей атмосферой; при этом давление в системе охлаждения понизится до расчетной величины. При длительном планировании или пикировании температура воды в системе значительно понижается, что вызывает интенсивную кон-

Рис. 121. Дренажный клапан постоянного перепада давлений:

1 — пружина; *2* — клапан; *3* — обратный клапан

Рис. 122. Дренажный клапан постоянного давления:

1 — корпус; *2* — клапан; *3* — анеронд; *4* — пружина; *5* — обратный клапан

денсацию водяных паров, а это в свою очередь приводит к понижению давления внутри системы. В этом случае обратный клапан *3* под действием давления окружающего воздуха откроется и сообщит систему с окружающей средой. Давление в системе повысится до атмосферного, что предохранит расширительный бачок от сдавливания. В этом и состоит назначение обратного клапана.

Клапан постоянного давления (см. рис. 122) отличается от клапана постоянного перепада давлений тем, что в нем установлен анероид *3*, давление воздуха внутри которого равно атмосферному давлению у земли (независимо от высоты полета). Поэтому сила нажатия клапана *2* на корпус *1* зависит только от силы затяжки пружины *4* и с высотой не изменяется.

У двигателя с таким клапаном температура кипения охлаждающей жидкости в системе не зависит от высоты полета. Клапан *5* является обратным клапаном и предохраняет систему от значительного понижения давления.

§ 87. КОНТРОЛЬ И РЕГУЛИРОВКА ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

В условиях эксплуатации необходимо систематически следить за тем, чтобы тепловое состояние двигателя не выходило ва пределы, обеспечивающие его надежную работу.

В двигателях воздушного охлаждения тепловое состояние двигателя контролируется по температуре головок цилиндров, измеряемой под задней свечой посредством термопары, а также по температуре масла на выходе из двигателя и по давлению масла в системе.

Температура головок измеряется обычно только в одном цилиндре, имеющем при работе более высокую температуру, чем остальные.

В двигателях жидкостного охлаждения контроль за тепловым состоянием производится по давлению масла в системе и его температуре на выходе из двигателя и по температуре охлаждающей жидкости на выходе из двигателя.

Для каждого типа двигателя установлены на основании опыта нормы для температуры головок, температуры охлаждающей жидкости, температуры масла и его давления, в пределах которых гарантируется надежная работа двигателя. Так, например, для двигателя АШ-82ФН температура головки должна лежать в пределах $140 \div 215°$ С, а температура выходящего масла — в пределах $85 \div 115°$ С. Для двигателя М-11ФР-1 соответствующие значения температур головки и выходящего масла составляют $100 \div 220°$ С и $80 \div 100°$ С.

Тепловое состояние двигателя можно регулировать изменением количества тепла, выделяющегося в двигателе, или изменением количества тепла, отводимого от двигателя системой охлаждения.

Количество тепла, выделяющегося в двигателе, регулируют изменением режима его работы. Так, например, уменьшая наддув и число оборотов двигателя и обогащая смесь, мы тем самым уменьшаем количество тепла, выделяющегося в двигателе в единицу времени, а увеличивая наддув и число оборотов двигателя и обедняя смесь, наоборот, увеличиваем количество тепла.

Отвод тепла от системы охлаждения регулируется изменением количества воздуха, охлаждающего двигатель или радиаторы (масляные и водяные). Количество охлаждающего воздуха регулируется изменением положения заслонок в системах с регулируемым охлаждением или изменением режима (скорости) полета.

В условиях эксплуатации обычно приходится применять оба метода регулировки температурного состояния двигателя. Так, например, при наборе высоты даже при наличии регулируемого охлаждения двигатель может перегреться. В этом случае необходимо, сбавив газ и перейдя на горизонтальный полет, дать двигателю возможность охладиться. Наоборот, при длительном

планировании для предотвращения переохлаждения двигателя бывает необходимо периодически переходить на горизонтальный полет, прогревая двигатель.

§ 88. ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ ВОЗДУШНОГО И ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ

К преимуществам двигателя воздушного охлаждения можно отнести:

— надежность в условиях боевой обстановки вследствие меньшей уязвимости от огня противника;

— облегчение условий эксплуатации и повышение надежности работы двигателя вследствие отсутствия охлаждающей жидкости и агрегатов системы жидкостного охлаждения (радиатора, насоса, расширительного бачка, трубопроводов);

— некоторое уменьшение веса силовой установки (при одинаковых мощностях) из-за отсутствия охлаждающей жидкости и агрегатов системы охлаждения.

К недостаткам двигателя воздушного охлаждения относятся:

— большое лобовое сопротивление силовой установки вследствие звездообразного расположения цилиндров;

— меньшая возможность форсирования по сравнению с двигателями жидкостного охлаждения (двигатели воздушного охлаждения охлаждаются менее эффективно и менее равномерно, вследствие этого из-за опасности перегрева ограничивается их форсирование);

— запуск двигателя воздушного охлаждения в зимнее время осуществить значительно труднее, чем запуск двигателя жидкостного охлаждения.

Преимущества двигателя жидкостного охлаждения:

— меньшее лобовое сопротивление силовой установки, что позволяет увеличить максимальную скорость полета;

— более эффективное равномерное охлаждение цилиндров, что позволяет значительно больше форсировать двигатель по наддуву;

— облегчение запуска в зимних условиях благодаря тому, что двигатель можно быстро подогреть путем заливки горячей воды в систему.

Недостатки двигателя жидкостного охлаждения:

— большая уязвимость от огня противника (радиаторы, трубопроводы);

— большая сложность в эксплуатации из-за наличия охлаждающей жидкости и агрегатов системы охлаждения;

— несколько больший вес силовой установки (при одинаковых мощностях).

Системы охлаждения на современных самолетах обычно выполняются так, что при работе двигателя на номинальном

режиме и расчетной высоте в горизонтальном полете обеспечивается равенство между количеством тепла, подводимого к охлаждающим поверхностям, и количеством тепла, отводимого от них. При полете на форсированных режимах это равенство нарушается и двигатель начинает постепенно перегреваться. Поэтому продолжительность полета на форсированных режимах строго ограничена по времени.

Нельзя выполнять взлет при недостаточно прогретом или перегретом двигателе. При взлете на недостаточно прогретом двигателе к моменту начала набора высоты температура двигателя может не достигнуть минимально допустимой величины; это может привести к отказу двигателя при наборе высоты.

При полете на пониженных мощностях (планирование, пикирование) двигатель может переохладиться. Чтобы не допустить переохлаждения двигателя, необходимо прикрывать заслонки радиаторов и капотов, а также периодически переходить при планировании на горизонтальный полет для прогрева двигателя.

Необходимо помнить, что надежность охлаждения двигателя во многом зависит от чистоты поверхности оребрения цилиндров и сот радиаторов, а также от количества накипи в системе жидкостного охлаждения, так как загрязнение сот и оребрения и наличие накипи резко ухудшают теплоотдачу и вызывают перегрев двигателя.

ГЛАВА X

СМЕСЕОБРАЗОВАНИЕ И ТОПЛИВОПИТАНИЕ

§ 89. ВЛИЯНИЕ СОСТАВА СМЕСИ НА РАБОТУ ДВИГАТЕЛЯ

Свежая смесь, поступающая в цилиндры двигателя, состоит из воздуха и топлива. Соотношение между воздухом и топливом характеризуется коэффициентом избытка воздуха α.

Для обеспечения нормальной работы двигателя смесь должна удовлетворять следующим требованиям:

— полной испаряемости топлива; это необходимо для того, чтобы к концу сжатия все топливо находилось в парообразном состоянии, так как неиспарившееся топливо может частично оседать на стенках трубопроводов и цилиндров и сгорать неполностью;

— однородности по соотношению топлива и воздуха в смеси; несоблюдение этого условия приводит к неравномерности состава смеси по цилиндрам (обеднение или обогащение смеси по сравнению со средним составом), что ухудшает экономичность двигателя и может нарушить нормальную работу в отдельных цилиндрах;

— иметь состав, соответствующий режиму работы двигателя; несоблюдение этого условия может привести к падению мощности, увеличению удельного расхода топлива, а также к нарушению нормальной работы двигателя.

Так, например, при работе двигателя на чрезмерно богатой смеси наблюдается:

— падение мощности вследствие уменьшения скорости сгорания;

— увеличение удельного расхода топлива вследствие неполноты сгорания;

— выход большого количества дыма из выпускных патрубков вследствие неполноты сгорания, сопровождаемый вспышками в них; появление вспышек объясняется тем, что при выходе из цилиндра выхлопные газы смешиваются в выпускных патрубках

с окружающим воздухом и догорают уже вне цилиндра двигателя;

— нарушение смазки цилиндра и поршня вследствие разжижения смазки на стенках цилиндров неиспарившимся топливом;

— увеличенное нагарообразование на днище поршня и стенках камеры сгорания, уменьшающее теплоотдачу и вызывающее перегрев двигателя, а также загрязнение масла нагаром, что увеличивает износ трущихся деталей;

— перебои (пропуски) в зажигании вследствие замыкания электродов свечей нагаром.

При работе двигателя на богатой смеси пламя на выхлопе оранжевого цвета с длинным голубым языком, при очень богатой смеси — длинное голубое. При дальнейшем обогащении смеси пламя становится красноватым с черным дымом и работа двигателя сопровождается хлопками в выхлопных патрубках.

При работе двигателя на бедной смеси скорость сгорания топливовоздушной смеси очень мала, вследствие этого горение затягивается до начала следующего процесса впуска. Так как температура продуктов сгорания в цилиндре к концу выпуска достигает 1200 ÷ 1500° абс., то раскаленные остаточные газы воспламеняют свежую смесь, поступающую в цилиндр, в результате чего происходит вспышка с выхлопом в карбюратор, могущая вызвать пожар на самолете. Кроме того, при работе двигателя на бедной смеси температура газов в такте выпуска повышается и возникает опасность перегрева и прогорания выпускных клапанов. При очень бедной смеси двигатель работает неровно, с сильной тряской, вследствие медленного и неустойчивого сгорания смеси и отсутствия воспламенения смеси в отдельных цилиндрах.

При работе двигателя на бедной смеси пламя на выхлопе короткое, желто-оранжевого цвета с голубоватым концом.

§ 90. ПРИГОТОВЛЕНИЕ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ

Приготовление топливовоздушной смеси (смесеобразование) состоит из следующих процессов:

— распыливания топлива;

— перемешивания распыленного топлива с воздухом;

— испарения частиц топлива.

Смесеобразование в поршневых двигателях легкого топлива может быть внешнее и внутреннее. При внешнем смесеобразовании распыливание, перемешивание и испарение топлива происходят во впускных трубопроводах (вне цилиндра двигателя). При внутреннем смесеобразовании в цилиндры двигателя поступает чистый воздух, а топливо впрыскивается в цилиндр двигателя, где и происходит смесеобразование. При внешнем смесеобразовании применяются карбюраторы различных типов (всасывающие поплавковые и беспоплавковые, впрыскивающие).

При внутреннем смесеобразовании на двигателе устанавливается специальная аппаратура впрыска, основными элементами которой являются впрыскивающий насос и форсунки.

При помощи этой аппаратуры топливо впрыскивается непосредственно в цилиндр двигателя под высоким давлением (150—300 *кг/см*^{2}) во время такта впуска (спустя 20 ÷ 60° поворота коленчатого вала после ВМТ).

Воздух засасывается в цилиндры обычным порядком по трубопроводу через впускной клапан. Вводимое в цилиндр топливо распыливается форсункой, перемешивается с воздухом, поступающим в цилиндр, и испаряется, образуя топливовоздушную смесь.

§ 91. ИСПАРЕНИЕ ТОПЛИВА. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КАРБЮРАТОРУ И АППАРАТУРЕ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО ВПРЫСКА

Чтобы превратить топливо в парообразное состояние, нужно затратить тепло, количество которого зависит от скрытой теплоты испарения топлива. Если подвод тепла к смеси извне отсутствует, то необходимое для испарения топлива тепло отнимается от воздуха и топлива, вследствие чего температура смеси понижается (табл. 8).

Таблица 8

Данные по испарению топлив

Топливо	Скрытая теплота испарения *ккал/кг*	Понижение температуры смеси при испарении топлива, °С	Минимальная температура свежей смеси, при которой возможно полное испарение при $p_т = 16$ *мм* рт. ст.*, °С	Минимальная температура поступающего воздуха, при которой возможно полное испарение при $p_т = 16$ *мм* рт. ст., °С
Бензин	70—80	~18	~—22	~—4
Бензол	95—100	~25	~— 9	~—16
Керосин	75	~15	~+69	~+84
Спирт (этиловый)	200—240	~95	~+21**	~+116**

Как видно из таблицы, наибольшее понижение температуры смеси происходит при испарении спирта, что объясняется его высокой скрытой теплотой испарения, а также тем, что для сгорания 1 *кг* спирта требуется небольшое количество воздуха (около 9 *кг*).

Для каждого топлива существует минимальная температура смеси, при которой возможно его полное испарение. Из табл. 8 видно, что чем легче испаряется топливо (чем больше его летучесть), тем ниже должна быть минимальная температура смеси.

* $p_т$ — парциальное давление паров топлива, т. е. давление паров топлива в смеси.

** Данные для спирта соответствуют парциальному давлению его паров, равному $p_т \approx 50$ *мм* рт. ст.

Так как при испарении топлива температура свежей смеси понижается на некоторую величину Δt, то минимальная температура воздуха должна быть выше минимальной температуры смеси также на эту величину.

Однако указанные в таблице минимальные температуры смеси и воздуха не могут обеспечить требуемую скорость испарения топлива. На процесс образования смеси в быстроходных двигателях отводится время, измеряемое сотыми долями секунды. Поэтому при указанных температурах топливо может не успеть испариться.

При низких температурах воздуха, поступающего в карбюратор, испарение топлива будет недостаточным, что может привести к образованию топливной пленки на стенках впускных трубопроводов или к образованию конденсата топлива в нагнетателе, если последний установлен после карбюратора. Топливная пленка и конденсат, поступая в цилиндры, нарушают равномерность состава смеси по цилиндрам и вызывают тряску двигателя. Кроме того, при низких температурах воздуха возможно также обледенение карбюратора и смесепроводов. Это объясняется тем, что вследствие охлаждения смеси (неизбежного при испарении топлива) водяные пары, содержащиеся в воздухе, конденсируются и оседают на деталях карбюратора, находящихся на пути воздуха (распылителях, дроссельной заслонке и т. д.). Если температура воздуха близка к нулю и воздух влажный, то капли воды, выделяясь из воздуха, намерзают на деталях карбюратора, вызывая этим значительное сужение проходных сечений для воздуха, нарушение подачи топлива из распылителей и примерзание дроссельных заслонок.

Для лучшего испарения топлива и предотвращения намерзания в карбюраторе и смесепроводах на двигателях без нагнетателя или на двигателях с карбюратором, установленным перед нагнетателем, применяют подогрев воздуха на входе в карбюратор, обогрев стенок смесительных камер карбюратора и смесепроводов, а в некоторых случаях также впрыск противообледенительной жидкости (спирта) в карбюратор.

Подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, производится или путем пропускания его через специальные подогреватели, обогреваемые выпускными газами, или же путем подвода воздуха из-под капота двигателя.

Обогрев стенок карбюратора производится маслом или охлаждающей жидкостью, выходящими из двигателя, или выпускными газами.

Следует иметь в виду, что чрезмерный подогрев воздуха на впуске приводит к снижению мощности двигателя и появлению детонации.

В двигателях с карбюраторами, расположенными после нагнетателя, подогрев воздуха при сжатии его в нагнетателе настолько повышает его температуру, что отпадает необходи-

мость в специальном обогреве стенок карбюратора. Более того, в ряде случаев (большие высотности двигателя) приходится прибегать к охлаждению воздуха или смеси в специальных радиаторах, установленных на выходе воздуха из нагнетателя или карбюратора.

Для быстроты испарения топлива очень важное значение (кроме температуры воздуха) имеет также хорошее распыливание топлива. Чем лучше распылено топливо, тем больше поверхность соприкосновения его с воздухом и тем меньше времени требуется для его испарения.

Авиационный карбюратор и аппаратура непосредственного впрыска (НВ) должны удовлетворять следующим требованиям:

— обеспечивать легкий запуск, устойчивую работу на малом газе и быструю остановку двигателя;

— обеспечивать смесь необходимого состава при работе двигателя на всех режимах;

— обеспечивать наибольшую экономичность двигателя;

— обеспечивать приемистость двигателя, т. е. быстрый и плавный переход с малых оборотов на большие;

— поддерживать постоянство состава смеси независимо от высоты полета (при неизменном режиме работы двигателя);

— обеспечивать нормальную работу двигателя при любом положении самолета в воздухе;

— обеспечивать пожарную безопасность;

— быть удобными в эксплуатации и управлении.

§ 92. ЭЛЕМЕНТАРНАЯ И ЭМУЛЬСИОННАЯ СХЕМЫ КАРБЮРАТОРА

Работу всасывающего карбюратора легче всего понять на основании изучения принципиальных схем его работы (элементарной и эмульсионной).

Элементарная схема карбюратора показана на рис. 123. Элементарный карбюратор состоит из поплавковой камеры *1*, смесительной камеры *2*, жиклера *3* и распылителя *11*.

При работе двигателя в поплавковой камере посредством поплавка *4* и игольчатого клапана *5* автоматически поддерживается постоянный уровень топлива.

Поплавок и игольчатый клапан связаны между собой рычагом, вращающимся на оси *12*. При опускании поплавка *4* игольчатый клапан *5* поднимается, открывая отверстие для доступа топлива в поплавковую камеру, и, наоборот, при поднятии поплавка происходит опускание игольчатого клапана *5*, прекращающее поступление топлива в камеру.

При отсутствии топлива в поплавковой камере поплавок под влиянием своего веса опускается и поднимает иглу, открывая тем самым доступ топливу из бака или от топливного насоса. По мере наполнения поплавковой камеры поплавок всплывает, опуская иглу вниз. Когда уровень топлива в камере достигнет

определенной величины, игла закроет входное отверстие, прекратив тем самым дальнейшее поступление топлива в поплавковую камеру. При понижении уровня топлива ниже установленного поплавок опускается и вновь открывает отверстие для поступления топлива. Таким образом, поплавковый механизм при работе двигателя все время поддерживает постоянный уровень топлива в поплавковой камере.

Поплавковая камера через отверстие *6* сообщена с окружающей средой, поэтому топливо в поплавковой камере находится все время под атмосферным давлением p_0.

Из поплавковой камеры топливо поступает по каналу *10* через жиклер *3* к распылителю *11*, верхний обрез которого расположен несколько выше самого узкого сечения диффузора *9*.

Рис. 123. *Элементарная схема карбюратора:*

1 — поплавковая камера; *2* — смесительная камера; *3* — жиклер; *4* — поплавок; *5* — игольчатый клапан; *6* — отверстие для воздуха; *7* — ось дроссельной заслонки; *8* — дроссельная заслонка; *9* — диффузор; *10* — канал; *11* — распылитель; *12* — ось поплавка

Жиклер предназначен для дозировки (отмеривания) количества топлива, поступающего в смесительную камеру. Топливо распыливается в смесительную камеру *2*, где происходит перемешивание его с воздухом и частичное испарение. В верхней части смесительной камеры на оси *7* укреплена дроссельная заслонка *8*, с помощью которой регулируется количество топливовоздушной смеси, поступающей в цилиндры, т. е. регулируется мощность и число оборотов двигателя.

Заслонкой управляет летчик из кабины при помощи рычага газа и системы тяг. Суживающаяся часть смесительной камеры называется диффузором. Диффузор *9* выполняется в виде отдельной детали и предназначен для создания необходимого для подсасывания и распыливания топлива понижения давления в смесительной камере.

Принцип работы элементарного всасывающего карбюратора заключается в следующем. При движении поршня к НМТ в такте впуска в цилиндре двигателя создается пониженное по сравнению с окружающим воздухом давление (разрежение), которое через открытый впускной клапан цилиндра передается во впускной трубопровод двигателя. Под действием разрежения атмосферный воздух поступает в цилиндры двигателя. Так как на пути движения воздуха в цилиндры установлен диффузор карбюратора, то при проходе воздуха через узкое сечение диффузора скорость его увеличивается, а давление соответственно понижается (закон Бернулли). Вследствие понижения давления в диффузоре возникает разность между атмосферным давлением в поплавковой камере p_0 и давлением в диффузоре p, где расположен распылитель. Под действием этой разности давлений топливо, находящееся в распылителе на одном уровне с топливом в поплавковой камере, сначала поднимается до обреза распылителя, а при дальнейшем увеличении разрежения начинает вытекать в диффузор. В диффузоре топливо подхватывается потоком воздуха и распыливается. Одновременно начинается и испарение топлива. Значительная часть топлива успевает полностью испариться и перемешаться с воздухом еще во впускном трубопроводе. Полностью же процесс испарения заканчивается уже в цилиндре двигателя в такте сжатия.

Исследование работы элементарного карбюратора показывает, что он не удовлетворяет ряду требований, предъявляемых к нему.

Во-первых, элементарный карбюратор не обеспечивает подачи топлива при запуске на малых оборотах двигателя, так как при этих условиях разрежение в диффузоре оказывается недостаточным для подсоса топлива из распылителя.

Во-вторых, он не обеспечивает на всех режимах работы питание двигателя смесью надлежащего состава. Так, например, если подобрать жиклер такого сечения, при котором на пониженных оборотах двигателя карбюратор будет обеспечивать смесь необходимого состава, то при увеличении оборотов смесь будет непрерывно обогащаться, в то время как при работе на крейсерских режимах требуется для получения экономичной работы обеднение смеси до $\alpha = 0{,}90 \div 1{,}0$ и последующее постепенное обогащение ее при переходе к номинальным и взлетным режимам. Такая работа карбюратора объясняется следующим.

При увеличении количества воздуха, проходящего через диффузор карбюратора, увеличивается скорость воздуха, а следовательно, и величина разрежения в диффузоре, что вызывает непрерывное повышение разности давлений между поплавковой камерой и диффузором и приводит к увеличению истечения топлива через жиклер постоянного сечения. При этом количество поступающего в диффузор топлива возрастает быстрее, чем количество засасываемого двигателем воздуха. В результате этого

нарушается соотношение между воздухом и топливом в смеси в сторону ее обогащения.

В-третьих, элементарный карбюратор не обеспечивает постоянного состава смеси с подъемом на высоту. Это объясняется тем, что при увеличении высоты полета количество воздуха, проходящего через диффузор карбюратора, уменьшается за счет понижения плотности окружающей среды, тогда как количество топлива, подаваемого карбюратором, изменяется весьма незначительно, что приводит к сильному обогащению смеси с высотой.

Рис. 124. Эмульсионная схема карбюратора:
1 — компенсационная камера (компенсационный колодец); 2 — распылитель; 3 — отверстие для воздуха; 4 — жиклер; 5 — канал

Эмульсионная схема карбюратора приведена на рис. 124. Отличие эмульсионной схемы от элементарной состоит в том, что топливо, вытекающее из поплавковой камеры через жиклер *4*, поступает сначала в камеру *1* и уже из нее по каналу *5* подводится к распылителю (форсунке) *2*, помещенному в диффузоре.

Камера *1* называется компенсационной камерой или компенсационным колодцем. Компенсационный колодец сообщается через отверстие *3* с атмосферой и образует с поплавковой камерой систему сообщающихся сосудов.

В эмульсионном карбюраторе условия расхода воздуха через диффузор остаются теми же, что и в элементарном карбюраторе, а условия расхода топлива изменяются.

Истечение топлива при эмульсионной схеме необходимо рассматривать для двух случаев:

1) расход топлива при малых разрежениях в диффузоре, т. е. на малых оборотах двигателя;

2) расход топлива при больших разрежениях в диффузоре, т. е. на больших оборотах двигателя.

Карбюратор вступает в действие тогда, когда в диффузоре создается достаточное разрежение (разность давлений между компенсационной камерой и горловиной диффузора), для того чтобы поднять уровень топлива до обреза распылителя и заставить топливо вытекать из него. При этом уровень топлива в компенсационном колодце понизится на величину h_1 и займет такое положение, при котором расход топлива из поплавковой камеры через жиклер *4* за счет разности уровней h_1 будет равен расходу топлива через распылитель.

При увеличении числа оборотов двигателя, а следовательно, и разрежения в диффузоре расход топлива через распылитель возрастет; это вызовет в свою очередь понижение уровня топлива в компенсационном колодце до величины h_2. Уровень топлива в компенсационном колодце при этом вновь установится на такой высоте, при которой количество его, притекающее из поплавковой камеры, за счет разности уровней h_2 станет равным расходу топлива через распылитель.

По мере увеличения расхода воздуха (за счет увеличения числа оборотов или открытия дросселя) уровень топлива в колодце будет все более и более понижаться, и, наконец, наступит момент, когда этот уровень опустится ниже входного отверстия в канал *5*.

Как только канал *5* частично откроется, по нему одновременно с топливом начнет засасываться из компенсационного колодца воздух, и, следовательно, с этого момента через распылитель в смесительную камеру будет поступать очень богатая смесь топлива и воздуха — эмульсия (отсюда и название карбюратора — эмульсионный).

При просасывании воздуха через компенсационный колодец давление в нем по сравнению с атмосферным давлением понижается. Величина понижения давления в колодце будет тем больше, чем меньше проходное сечение отверстия *3*.

С момента начала подсоса воздуха в канал *5* изменяются условия истечения топлива через распылитель.

Для выяснения влияния подсоса воздуха на истечение топлива из распылителя рассмотрим два случая.

1. Отверстие *3*, сообщающее компенсационный колодец *1* с атмосферой, настолько велико, что давление в нем сохраняется практически равным атмосферному, несмотря на расход воздуха из колодца через распылитель *2*.

В этом случае с момента полной выработки топлива из компенсационного колодца истечение его из поплавковой камеры будет происходить под постоянным напором, соответствующим высоте столба топлива h от жиклера *4* до уровня в поплавковой камере, так как давление воздуха в колодце равно давлению в поплавковой камере. Вследствие этого количество топлива, вы-

текающего через жиклер *4*, будет постоянным независимо от изменения расхода воздуха, т. е. режима работы двигателя. Следовательно, при этих условиях с увеличением расхода воздуха через двигатель будет происходить обеднение смеси.

2. Отверстие *3* имеет проходное сечение значительно меньшее, чем в первом случае. При просасывании воздуха через компенсационный колодец в нем будет возникать разрежение, которое будет тем больше, чем больше разрежение в диффузоре, т. е. чем больше будет расход воздуха через двигатель. При этих условиях расход топлива через жиклер *4* будет больше, чем в первом случае, и, кроме того, он будет изменяться с изменением режима работы двигателя вследствие того, что истечение топлива через жиклер будет происходить под влиянием постоянного напора столба топлива h и переменной (в зависимости от режима работы двигателя) разности давлений воздуха в поплавковой камере и компенсационном колодце.

С увеличением числа оборотов двигателя разность давлений между поплавковой камерой и колодцем возрастает, а следовательно, возрастает и количество подаваемого топлива. Однако разность давлений между поплавковой камерой и диффузором будет всегда больше, чем разность давлений между поплавковой камерой и компенсационным колодцем, и поэтому расход топлива будет возрастать медленнее, чем в случае элементарной схемы.

Размер отверстия *3* для подсоса воздуха из атмосферы в колодец *1* можно подобрать таким, чтобы подача топлива с изменением расхода воздуха обеспечивала возможность получения необходимых составов смеси на различных режимах его работы. Таким образом, введение компенсационного колодца и подсоса в него воздуха дает возможность устранить основной недостаток элементарной схемы карбюратора — непрерывное обогащение состава смеси с увеличением расхода воздуха. Кроме того, существенным преимуществом эмульсионной схемы является возможность регулировки состава смеси в эксплуатации изменением проходного сечения отверстия *3* механическим путем.

Несмотря на наличие существенных преимуществ, эмульсионная схема также не может обеспечить выполнение всех требований, предъявляемых к карбюратору. Так, например, попрежнему не обеспечиваются работа двигателя на малом газе и сохранение постоянного состава смеси с подъемом на высоту.

Рассмотрев элементарную и эмульсионную схемы, мы установили, что они не могут полностью удовлетворить всем требованиям, предъявляемым к карбюратору. Поэтому современные карбюраторы выполняются как комбинации нескольких эмульсионных схем и ряда дополнительных устройств, обеспечивающих работу карбюратора при любых условиях работы двигателя.

Для обеспечения необходимого состава смеси на различных режимах работы двигателя в современных карбюраторах обычно

применяются три дозирующие системы: система малого газа, главная дозирующая система и система полного газа (обогатитель).

Последняя система применяется не на всех карбюраторах.

Чтобы не было перебоев (разрывов) в подаче топлива карбюратором при переходе с работы на одной системе к другой области, работы систем перекрываются.

Как видно из графика (рис. 125), система малого газа работает от минимальных $n_{мин}$ до средних оборотов n_2. При оборотах n_1, меньших, чем n_2, в работу вступает главная дозирующая

Рис. 125. Диапазоны работы дозирующих систем

система, которая частично перекрывает систему малого газа (от оборотов n_1 до n_2) и работает до максимальных оборотов $n_{макс}$.

На режимах, близких к номинальному, дополнительно к главной дозирующей системе в работу вступает система полного газа (от оборотов n_3 до $n_{макс}$), благодаря чему обеспечивается необходимое обогащение смеси на номинальных и более высоких режимах.

На некоторых карбюраторах система полного газа отсутствует; в этом случае главная дозирующая система выполняется таким образом, что обеспечивает необходимый состав смеси и на номинальном и на более высоких режимах.

Система малого газа в полной мере не обеспечивает запуска двигателя (особенно в зимнее время). Для обеспечения запуска применяют заливку топлива в цилиндры или во впускные трубопроводы через специальную заливную магистраль. Заливка производится из кабины летчика ручным насосом.

Кроме дозирующих систем, карбюраторы снабжаются еще следующими дополнительными устройствами: высотным корректором, помпой приемистости, стоп-краном.

Высотный корректор дает возможность регулировать состав смеси, что необходимо при изменении высоты полета.

Помпа приемистости служит для резкого обогащения смеси при быстром переходе с малых оборотов на полный газ.

Стоп-кран устанавливается в системе малого газа некоторых карбюраторов для полного прекращения подачи топлива в смесительную камеру при остановке двигателя.

Конструктивные схемы и принцип действия указанных дополнительных устройств будут рассмотрены ниже.

Карбюраторы бывают двух типов: поплавковые и беспоплавковые.

В качестве примеров рассмотрим схему устройства и работы поплавкового карбюратора К-11А и беспоплавкового карбюратора К-11БП.

§ 93. КАРБЮРАТОР К-11А

Поплавковый карбюратор К-11А установлен на пятицилиндровом звездообразном двигателе М-11Д. Карбюратор К-11А (рис. 126) состоит из следующих основных частей: поплавковой

Рис. 126. Схема карбюратора К-11А:

1 — поплавковая камера; *2* — поплавок; *3* — ось; *4* — игольчатый клапан; *5* — седло; *6* — фильтр; *7* — канал для воздуха; *8* — фильтр; *9* — компенсационный колодец; *10* — компенсационный жиклер; *11* — канал; *12* — трубка малого газа; *13* — жиклер малого газа; *14* — канал малого газа; *15* и *16* — каналы; *17* — смесительная камера; *18* — газовый колодец; *19* — главный жиклер; *20* — горизонтальные каналы; *21* — распылитель; *22* — газовый канал; *23* — клапан обогатителя; *24* — седло; *25* — двуплечий рычаг; *26* — тяга; *27* — дроссельная заслонка; *28* — жиклер обогатителя; *29* — канал; *30* — диск высотного корректора; *31* — рычаг; *32* — канал высотного корректора; *33* — главный диффузор; *34* — средний диффузор; *35* — рубашка карбюратора

камеры *1*, двух смесительных камер *17*, трех дозирующих систем питания топливом (системы малого газа, главной дозирующей системы, обогатителя) и высотного корректора.

На схеме показана одна смесительная камера, устройство и работа второй смесительной камеры те же, что и первой.

В поплавковой камере *1*, являющейся резервуаром для топлива, устанавливается поплавковый механизм, назначение которого — поддерживать постоянный уровень топлива в камере. Поплавковый механизм состоит из поплавка *2*, оси *3*, игольчатого клапана *4* и седла *5*. Работа поплавкового механизма была рассмотрена выше при описании элементарной схемы карбюратора. Очевидно, что в перевернутом положении поплавковый механизм не сможет работать и поплавковая камера будет переполняться топливом. Поэтому карбюратор не обеспечивает питания двигателя топливом в перевернутом полете.

На входе топлива в поплавковую камеру установлен сетчатый фильтр *6*. Канал *7* и сетчатый фильтр *8* сообщают поплавковую камеру с атмосферой, благодаря чему давление воздуха над уровнем топлива в камере всегда равно давлению окружающей среды.

Из поплавковой камеры топливо поступает в компенсационный колодец *9* через жиклер *10*. При помощи канала *11* колодец *9* соединяется с воздушной полостью поплавковой камеры. В компенсационный колодец ввернута трубка *12* жиклера малого газа *13*. По этой трубке топливо может поступать из колодца *9* через жиклер малого газа в канал малого газа *14* и далее по двум каналам *15* и *16* в смесительную камеру *17*. Между конической частью трубки *12* и выходом из компенсационного колодца имеется кольцевой зазор, через который воздух из компенсационного колодца проходит в канал малого газа и далее в смесительную камеру (см. рис. 127).

Газовый колодец *18* сообщается с поплавковой камерой через главный жиклер *19*, с компенсационным колодцем — через три горизонтальных канала *20* и с распылителем *21* — через газовый канал *22*. Таким образом, поплавковая камера *1*, газовый колодец *18* и компенсационный колодец *9* образуют систему сообщающихся сосудов.

Обогатитель состоит из клапана *23* с пружиной, седла *24*, двуплечего рычага *25*, связанного тягой *26* с дроссельной заслонкой *27*, и жиклера *28*. При открытом клапане *23* топливо из поплавковой камеры через жиклер *28* и канал *29* поступает в газовый канал *22*.

Высотный корректор состоит из диска *30* и рычага *31*, управляемого летчиком из кабины. При открытии корректора воздушная полость поплавковой камеры через канал *32* сообщается с газовым каналом *22*.

В смесительной камере установлены три диффузора — главный *33*, средний *34* и малый, распылитель *21*, а также дроссельная заслонка *27*, управляемая летчиком из кабины.

Наличие в смесительной камере трех диффузоров улучшает

распыливание топлива и обеспечивает многократное перемешивание его с воздухом.

Обогрев карбюратора осуществляется маслом, которое поступает из маслосистемы в рубашку карбюратора *35*.

Работа карбюратора

Работу карбюратора рассмотрим в такой последовательности: работа системы малого газа, главной дозирующей системы, обогатителя и высотного корректора.

Работа системы малого газа. Если открыть перекрывной кран топливной магистрали, то топливо из бака самотеком будет поступать через фильтр *6* (см. рис. 126) и седло *5* игольчатого клапана *4* и заполнит поплавковую камеру до определенного уровня, регулируемого поплавковым механизмом. При этом уровень топлива установится на одной высоте в поплавковой камере, компенсационном и газовом колодцах.

При запуске и работе на малом газе расход воздуха невелик и дроссельная заслонка прикрыта так, что для прохода воздуха образуется узкая щель между ней и стенками смесительной камеры. Благодаря небольшому количеству расходуемого воздуха скорость потока, а следовательно, и понижение давления в диффузоре настолько незначительны, что подача топлива через главный жиклер *19*, газовый канал *22* и распылитель *21* невозможна.

При прикрытой дроссельной заслонке в части смесительной камеры, расположенной над ней, во время всасывания создается большое разрежение. Это разрежение передается в канал малого газа *14*, соединенный со смесительной камерой двумя каналами *15* и *16*, вследствие чего происходит засасывание топлива из компенсационного колодца по трубке *12* в жиклер малого газа *13* и далее в смесительную камеру *17*.

Одновременно с топливом из компенсационного колодца через кольцевой зазор вокруг конической части трубки малого газа в канал малого газа подсасывается и воздух. Таким образом, в канале *14* образуется эмульсия. Такова принципиальная схема работы системы малого газа.

Рассмотрим работу системы малого газа более подробно.

При небольшом открытии дроссельной заслонки, соответствующем запуску и числу оборотов примерно до 500 в минуту, заслонка располагается (рис. 127, *а*) между каналами *15* и *16*. Если бы не было канала *16*, то в канале *14* в этом случае создавалось бы очень сильное разрежение и расход топлива через жиклер малого газа был бы очень большой, что привело бы к сильному обогащению смеси на минимальных оборотах. Наличие канала *16*, сообщающегося при прикрытом дросселе с частью смесительной камеры, расположенной ниже дроссельной заслонки, приводит к уменьшению разрежения в канале *14*, так как воздух, подходящий по каналу *16*, повышает давление в канале *14*,

чем и предотвращает сильное обогащение смеси на минимальных оборотах.

По мере открытия заслонки, соответствующего переходу от 500 до 600 *об/мин*, область пониженного давления смещается к каналу *16*. Это приводит к постепенному уменьшению, а затем и к прекращению поступления воздуха из канала *16* в канал *14*. На рис. 127, *б* изображена схема работы системы малого газа в момент, когда давление перед каналом *16* равно давлению в канале *14*. При дальнейшем открытии заслонки (рис. 127, *в*) вы-

Рис. 127. Работа системы малого газа:

а — малое открытие дроссельной заслонки; *б* — работа системы малого газа в момент, когда давление перед каналом *16* равно давлению в канале *14*; *в* — работа системы малого газа в момент, когда оба канала *16* сообщены с частью смесительной камеры, где имеется разрежение; *12* — трубка; *14*, *15* и *16* — каналы

ходное отверстие канала *16* сообщается с той частью смесительной камеры, где имеется разрежение, при этом разрежение в канале *14* увеличивается, обеспечивая одновременное увеличение расхода топлива при возрастании расхода воздуха через смесительную камеру. При отсутствии канала *16* открытие дросселя на малом газе сопровождалось бы повышением давления в каналах *15* и *14* и уменьшением расхода топлива через жиклер малого газа, т. е. обеднением смеси.

Таким образом, наличие двух каналов *14* и *16* и их расположение относительно дроссельной заслонки дает возможность устранить сильное обогащение смеси на прикрытом дросселе и резкое обеднение смеси при его открытии.

Дальнейшее открытие заслонки сопровождается уменьшением разрежения в части смесительной камеры над дроссельной заслонкой, а следовательно, и в канале *14* и соответствующим уменьшением подачи топлива. Подача топлива системой малого газа прекращается при оборотах 900—1000 в минуту.

При работе системы малого газа смешение топлива с воздухом происходит несколько раз: при выходе топлива из жиклера

малого газа, при поступлении воздуха через канал *16* и в смесительной камере. Это улучшает распыливание топлива и дает возможность получить смесь более однородного состава.

Регулировка состава смеси на малом газе производится при помощи изменения величины кольцевого зазора между конусом трубки малого газа *12* и компенсационным колодцем *9*. При вывертывании трубки *12* проходное сечение, через которое воздух поступает из компенсационного колодца, увеличивается, что приводит к увеличению давления в канале *14* на выходе топлива из жиклера малого газа. При этом разность давлений, под которой топливо поступает из компенсационного колодца, уменьшается, и смесь обедняется. При ввертывании трубки *12* давление в канале *14* уменьшается, расход топлива через жиклер малого газа возрастает и смесь обогащается.

Рис. 128. Работа главной дозирующей системы:

а — момент вступления в работу главной дозирующей системы; *б* — работа главной дозирующей системы с 1200 *об/мин*. (На этом рисунке позиции те же, что и на рис. 126)

Работа главной дозирующей системы. Главная дозирующая система вступает в работу примерно с 800 *об/мин*, т. е. до прекращения работы системы малого газа. На этом режиме количество воздуха, поступающего в двигатель, достигает такой величины, что скорость воздушного потока в горловине диффузора, а следовательно, и разрежение в нем получаются достаточными для подъема и отсасывания топлива через газовый канал *22* (рис. 128, *а*).

Начиная с этого момента, как это видно из рис. 128, *а*, питание двигателя топливом происходит одновременно через жиклер малого газа, жиклер *10* в компенсационном колодце и главный жиклер *19*. При дальнейшем увеличении числа оборотов двигателя, а следовательно, и расхода воздуха, уровень топлива в компенсационном колодце и кольцевом пространстве между колодцем *18* главного жиклера и корпусом начинает понижаться (см. объяснение эмульсионной схемы). При этом последовательно открываются каналы *20*, соединяя газовый канал с воздушной полостью компенсационного колодца. Вместе с тем при опускании уровня топлива в компенсационном колодце до обреза трубки *12* жиклера малого газа выключается из работы система малого газа.

При открывании каналов *20* воздух из поплавковой камеры начинает подсасываться в газовый канал *22* через канал *11* и компенсационный колодец *9*. Вследствие этого давление в канале *22* несколько повышается, что уменьшает перепад давлений, под которым происходит истечение топлива через главный жиклер *19*, и предотвращает этим возможность переобогащения смеси с увеличением расхода воздуха. При дальнейшем увеличении числа оборотов уровень топлива в колодце *9* продолжает понижаться, и при числе оборотов, соответствующем примерно 1200 в минуту, колодец *9* полностью освобождается от топлива (рис. 128, *б*). Канал *11* значительно больше каналов *20*, поэтому давление в компенсационном колодце даже при полностью открытых каналах *20* незначительно отличается от давления в поплавковой камере. При дальнейшем увеличении разрежения в газовом канале *22* давление в колодце *9* падает очень медленно и может считаться практически постоянным. Вследствие этого начиная с момента выработки топлива из колодца *9* расход топлива через компенсационный жиклер *10* становится практически постоянным и перестает зависеть от разрежения в газовом канале *22*, т. е. от скорости воздуха в диффузоре карбюратора.

Таким образом, работа главной дозирующей системы может быть разделена на два этапа. В первом этапе, соответствующем периоду от момента включения системы в работу до момента выработки топлива из колодца *9*, количество топлива, подаваемого через оба жиклера — главный *19* и компенсационный *10*, возрастает с увеличением разрежения в газовом канале *22*. При этом благодаря подсосу воздуха через каналы *20* можно регулировать расход топлива через главный жиклер.

В начале первого этапа система малого газа продолжает работать совместно с главной дозирующей системой. Во втором этапе работы компенсационный колодец *9* не содержит топлива. При этом расход топлива через главный жиклер *19* продолжает возрастать с увеличением разрежения в газовом канале *22*, а расход топлива через компенсационный жиклер *10* остается практически постоянным.

Путем надлежащего подбора размеров каналов *11* и *20*, а также жиклеров *19* и *10* удается обеспечить получение смеси необходимого состава, начиная от момента включения главной дозирующей системы в работу и до крейсерских режимов включительно.

Работа обогатителя. Обогатитель служит для обогащения смеси на режимах номинальной и максимальной мощностей при сохранении экономических расходов топлива на более низких режимах.

Выполнить эти два условия только подбором главного и компенсационного жиклеров не удается.

Обогатитель вступает в работу при угле открытия дроссельной заслонки 40°, что соответствует примерно 1550—1600 *об/мин*.

С этого момента двуплечий рычаг *25* (см. рис. 126), связанный тягой *26* с дроссельной заслонкой, принудительно открывает клапан *23*, при этом топливо из поплавковой камеры через жиклер *28* и канал *29* поступает в газовый канал *22*, обеспечивая необходимое обогащение смеси.

По мере открытия клапана *23* проходное сечение, через которое топливо поступает к жиклеру *28*, увеличивается. Размеры жиклера *28* ограничивают подачу топлива обогатителем при полном открытии клапана.

Работа высотного корректора. С подъемом на высоту при неизменном режиме работы невысотного двигателя происходит обогащение смеси. При помощи высотного корректора состав смеси с подъемом на высоту сохраняется постоянным.

Действие корректора заключается в изменении подачи топлива в газовый колодец путем регулирования величины разрежения в нем. Когда корректор закрыт, диск *30* (см. рис. 126) разобщает поплавковую камеру и газовый канал *22*. При открытом корректоре поплавковая камера сообщается через канал *32* с газовым каналом *22*. При этом уменьшается разность давлений в поплавковой камере и газовом колодце, вследствие чего уменьшается истечение топлива через главный жиклер. Степень уменьшения расхода топлива зависит от величины проходных сечений в корректоре, которая может регулироваться поворотом диска *30* при помощи рычага *31*.

§ 94. БЕСПОПЛАВКОВЫЙ КАРБЮРАТОР К-11БП

Поплавковая камера с поплавковым механизмом неудовлетворительно работает при выполнении фигур высшего пилотажа вследствие заклинивания поплавка на оси при наклонах самолета и полного выключения из работы поплавкового механизма в условиях перевернутого полета. Стремление избавиться от недостатков, присущих системе поплавковой камеры, привело к созданию беспоплавковых карбюраторов.

Карбюратор К-11БП предназначен для звездообразного пятицилиндрового двигателя М-11ФР. Этот карбюратор обеспечивает нормальные режимы полета при выполнении всех фигур, включая и перевернутый полет («на спине»).

Карбюратор К-11БП не имеет рубашки для подогрева воздуха. Воздух, засасываемый в цилиндры двигателя, подогревается в специальном подогревателе, установленном перед карбюратором.

Внешний вид карбюратора К-11БП и его схема показаны на рис. 129 и 130.

Карбюратор состоит из пяти основных узлов, объединенных в одном корпусе (см. рис. 129): камеры мембранного регулятора подачи топлива *А*, смесительной камеры *Б*, камеры кулисно-

рычажного механизма *В*, камеры пневматической помпы приемистости *Г* и камеры топливного фильтра *Д*.

Камера мембранного регулятора подачи топлива разделена мембраной *8* (см. рис. 130) на две полости — топливную *13* и воздушную *12*. Мембрана выполнена из прорезиненного полотна. Воздушная полость *12* сообщается с окружающим воздухом через трубку скоростного напора *3* и отверстие *6* высотного корректора. Через отсасывающий жиклер *14* воздушная полость

Рис. 129. Внешний вид беспоплавкового карбюратора К-11БП:

А — камера мембранного регулятора; *Б* — смесительная камера; *В* — камера кулисно-рычажного механизма; *Г* — камера пневматической помпы приемистости; *Д* — камера топливного фильтра

соединяется с внутренней полостью дозирующей иглы *22*. Мембрана *8* посредством цапфы *11* связана с рычагом *10*, действующим на шток топливного клапана *5*. При неработающем двигателе рычаг *10* под действием пружины *9* прижимает топливный клапан *5* к седлу. Избыточное давление топлива, необходимое для преодоления натяжения пружины и открытия клапана, равно $\sim 0{,}15$ *кг/см*^{2}.

В смесительной камере установлены диффузор *30* и форсунка (распылитель) *31* с дозирующей иглой *22*, перемещающейся внутри форсунки.

Дозирующая игла пустотелая и имеет ряд отверстий, сообщающих ее внутреннюю полость с отверстиями *24* и *25* в форсунке. Конический конец иглы образует с очком форсунки кольцевую щель, через которую топливо поступает в полость форсунки.

Рис. 130. Принципиальная схема беспоплавкового карбюратора К-11БП:

1 — корпус; *2* — дроссельная заслонка; *3* — трубка скоростного напора; *4* — фильтр; *5* — топливный клапан; *6* — отверстие (очко) высотного корректора; *7* — игла высотного корректора; *8* — мембрана; *9* — пружина; *10* — рычаг; *11* — цапфа; *12* — воздушная полость; *13* — топливная полость; *14* — отсасывающий жиклер; *15* — седло; *16* — игла; *17* — воздушная полость; *18* — жиклер для воздуха; *19* — воздушная полость; *20* — мембрана помпы приемистости; *21* — канал; *22* — дозирующая игла; *23* — трубка; *24* и *25* — отверстия; *26* — игла малого газа; *27* — канал; *28* — винт; *29* — главный воздушный жиклер; *30* — диффузор; *31* — форсунка; *32* — канал; *33* — воздушный фильтр; *34* — камера; *35* — кулисно-рычажный механизм; *36* — поршень; *37* — канал; *38* — направляющая втулка

В цапфе дозирующей иглы установлен главный воздушный жиклер *29*, по которому воздух поступает в полость иглы из воздухоприемного патрубка двигателя через воздушный фильтр *33* и камеру *34*.

Дозирующая игла одним концом соединена при помощи цапфы с кулисно-рычажным механизмом *35*, а другим профилированным концом упирается в поршень *36*. Пружина поршня *36* выбирает люфт в соединении цапфы с кулисно-рычажным механизмом.

Кулисно-рычажный механизм служит для одновременного управления дроссельной заслонкой *2* и дозирующей иглой *22*. При этом каждому положению дроссельной заслонки соответствует строго определенное положение дозирующей иглы относительно форсунки. При открывании дроссельной заслонки дозирующая игла перемещается вправо, при закрывании — влево.

Игла *26* служит для регулировки состава смеси на малом газе. При вращении иглы по часовой стрелке смесь обедняется вследствие уменьшения проходного сечения для топлива в канале *27*, при вывертывании иглы проходное сечение для топлива увеличивается и смесь обогащается.

Положение дроссельной заслонки при работе двигателя на малом газе регулируется упорным винтом (на схеме не показан). При ввертывании винта дроссельная заслонка открывается и обороты увеличиваются.

Винтом *28* регулируется состав смеси на крейсерских режимах. Вращая винт *28*, можно перемещать дозирующую иглу в форсунке независимо от положения дроссельной заслонки. При вращении винта по часовой стрелке смесь обедняется, при вращении против часовой стрелки — обогащается.

Камера *Г* пневматической помпы приемистости разделена мембраной *20* на две полости *17* и *19*, соединенные между собой через воздушный жиклер *18*. Мембрана выполнена из прорезиненного полотна. В центре мембраны между двумя дисками укреплена игла *16*. Игла *16* перемещается в направляющей втулке, в которой запрессовано седло *15* (жиклер). При помощи пружин игла прижимается к седлу, перекрывая доступ топлива из полости *13* в трубку *23*. Между пружинами и торцом крышки устанавливаются прокладки, регулирующие ход иглы *16*. Воздушная полость *17* через канал *21* сообщается с пространством за дроссельной заслонкой *2*.

Корпус высотного корректора размещен в крышке мембранного регулятора. В корпус запрессована направляющая втулка *38*, в которой перемещается игла *7*. На торце втулки имеется точно выполненное очко *6*, в которое входит профилированная часть иглы *7* высотного корректора, регулируя тем самым доступ воздуха в полость *12* через трубку скоростного напора *3*.

Управление корректором осуществляется при помощи рычага. Пружина иглы корректора выбирает люфт между пальцем рычага и пазом иглы.

Работа карбюратора

Работа мембранного регулятора. При неработающем двигателе топливный клапан *5* прижат к седлу рычагом *10* и перекрывает доступ топлива в полость *13*. Запуск двигателя производится при полностью прикрытой дроссельной заслонке (рычаг дросселя установлен на упоре малого газа). При вращении вала всасывающее действие поршней двигателя создает при этом сильное разрежение в смесительной камере карбюратора. Это разрежение передается через канал *27* в корпусе и отверстия *25* в форсунке в полость дозирующей иглы *22*, а из нее через очко форсунки по каналу *32* в топливную полость *13*. Одновременно по каналу *37* через отсасывающий жиклер *14* разрежение передается также в воздушную полость *12*. Вследствие поступления воздуха через высотный корректор в воздушной полости *12* разрежение будет меньше, чем в топливной полости *13*, благодаря этому мембрана *8* под действием созданного перепада давления будет прогибаться вправо. При этом двуплечий рычаг *10* повернется на своей оси, освободит шток клапана *5* и топливо из магистрали начнет поступать через фильтр *4* и клапан *5* в топливную полость *13* и оттуда по каналу *32* к форсунке *31*.

При поступлении топлива в полость *13* давление в ней увеличивается и мембрана *8* перемещается влево, прикрывая топливный клапан *5* до тех пор, пока давление в полости *13* не станет равным давлению в полости *12*.

На установившемся режиме работы двигателя даже при незначительном изменении давления в одной из полостей, *12* или *13*, мембрана прогибается в сторону меньшего давления, прикрывая или открывая топливный клапан и тем самым поддерживая заданное давление в топливной камере *13*, а следовательно, и на входе топлива в форсунку *31*.

Величина открытия топливного клапана *5*, а следовательно, и величина давления в полости *13* зависит от давления в воздушной полости *12*, которое в свою очередь определяется режимом работы двигателя, величиной отверстия отсасывающего жиклера *14* и степенью открытия отверстия *6* иглой высотного корректора *7*.

Работа карбюратора на малом газе. На малом газе дроссельная заслонка находится в таком положении, что отверстия *24* в форсунке *31* перекрыты направляющей частью дозирующей иглы *22* (за исключением первого и частично второго ряда отверстий), при этом отверстия *25* в игле и форсунке совпадают. В этом случае топливо, поступающее из топливной камеры по каналу *32* и далее через очко форсунки внутрь

иглы *22*, смешивается с воздухом, поступающим через главный воздушный жиклер *29*, отсасывающий жиклер *14* и канал *37*, и через отверстия *25* и *27* поступает под иглу малого газа *26* и далее в смесительную камеру. Небольшое количество топлива поступает в смесительную камеру также и через первые и вторые отверстия *24*.

По мере увеличения угла открытия дросселя отверстия *25* малого газа в форсунке постепенно перекрываются направляющей частью иглы, тем самым выключая из работы систему малого газа; одновременно с этим открываются следующие ряды отверстий *24* и основное количество топлива начинает поступать через главную дозирующую систему.

Работа главной дозирующей системы. При работе главной дозирующей системы топливо, проходя внутрь дозирующей иглы, смешивается с воздухом, поступающим туда через главный воздушный жиклер *29* и отсасывающий жиклер *14*. Образовавшаяся эмульсия через отверстия *24* в форсунке поступает в смесительную камеру, где смешивается с основным потоком воздуха. Количество воздуха при этом регулируется дроссельной заслонкой *2*. Для увеличения скорости потока в смесительной камере поставлен диффузор *30*.

Состав смеси, необходимый для данного режима работы двигателя, регулируется за счет изменения величины кольцевой щели между очком форсунки и профилированной частью дозирующей иглы, а также степенью открытия отверстий *24* форсунки. Эта регулировка осуществляется автоматически при открытии дроссельной заслонки, кинематически связанной с дозирующей иглой. Каждому углу поворота дроссельной заслонки соответствует строго определенное перемещение дозирующей иглы и, следовательно, изменение сечений для прохода топлива. Отверстия *24* расположены на форсунке таким образом, что обеспечивают плавное нарастание проходного сечения при открытии их отсекающей кромкой дозирующей иглы.

Работа помпы приемистости. Помпа приемистости служит для предотвращения обеднения смеси при резких переходах с малых оборотов двигателя на полный газ. При работе двигателя на малом газе в обеих полостях *17* и *19* через перепускной жиклер *18* устанавливается такое же разрежение, что и за дроссельной заслонкой *2*. При этих условиях игла *16* прижимается пружиной к седлу *15*.

При резкой даче газа давление за дроссельной заслонкой резко возрастает и передается по каналу *21* в полость *17*. При этом мембрана *20* вместе с иглой *16* перемещается вправо и открывает доступ топливу из полости *13* через седло (жиклер) *15* к трубке *23*.

Продолжительность подачи топлива через жиклер *15* зависит от диаметра воздушного жиклера *18*, через который происходит выравнивание давления в обеих полостях. Как только давление

в полости *19* станет равным давлению в полости *17*, пружина вновь прижмет иглу *16* к ее седлу *15* и подача топлива через трубку *23* прекратится.

При плавном открытии дроссельной заслонки давление в обеих полостях все время выравнивается через жиклер *18*. При этом игла *16* остается прижатой к седлу *15*.

Работа высотного корректора. При полетах на высоте состав смеси регулируется путем изменения положения профилированной части иглы *7* относительно очка *6* в направляющей втулке *38*. При уменьшении кольцевой щели между очком *6* и иглой *7* поступление воздуха через трубку *3* в воздушную полость *12* уменьшается, тогда как отсос из этой полости через отсасывающий жиклер *14* (при неизменном режиме работы двигателя) остается постоянным, вследствие чего давление в воздушной полости *12* падает, мембрана *8* прогибается влево и прикрывает топливный клапан *5*, при этом давление топлива в полости *13* снижается. Это приводит к уменьшению подачи топлива в смесительную камеру через форсунку *31*, что и необходимо, так как с подъемом на высоту смесь обогащается.

Положение, при котором игла *7* выдвинута из гнезда *6* (рычаг корректора на упоре «Н» — нормально), соответствует максимальному обогащению смеси; положение, при котором игла вдвинута в гнездо (рычаг корректора на упоре «БД» — бедно), — максимальному обеднению смеси.

§ 95. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА СОСТАВ ТОПЛИВОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ДВИГАТЕЛЯХ С НАГНЕТАТЕЛЯМИ

Изменение высоты полета (в двигателе без высотного корректора) вызывает сильное изменение состава топливовоздушной смеси.

В двигателях с карбюратором, расположенным перед нагнетателем, с подъемом на высоту (начиная от земли) смесь обогащается. Причина этого заключается в том, что до расчетной высоты весовой расход воздуха остается практически постоянным, а объемный расход увеличивается из-за падения плотности окружающей среды. Вследствие этого скорость воздуха и разрежение в диффузоре карбюратора увеличиваются, а следовательно, растет и количество истекающего топлива и смесь обогащается. После расчетной высоты объемный расход воздуха и скорость его в диффузоре остаются постоянными. При этом расход топлива почти не изменяется, тогда как весовой расход воздуха за счет падения плотности непрерывно уменьшается с высотой.

В двигателях с карбюратором, расположенным после нагнетателя, до расчетной высоты происходит некоторое обеднение смеси, а после расчетной — обогащение. Некоторое обеднение смеси до расчетной высоты объясняется тем, что весовой расход воздуха от земли до расчетной высоты несколько увеличивается

за счет увеличения его плотности, вызванного понижением температуры окружающей среды, а разрежение в карбюраторе и, следовательно, расход топлива практически не изменяются. После расчетной высоты смесь обогащается по тем же причинам, что и в двигателях с карбюратором, установленным перед нагнетателем. Следовательно, в двигателях с карбюратором, установленным перед нагнетателем, необходимость в корректировании состава смеси возникает начиная от земли, тогда как в двигателях с карбюратором, установленным после нагнетателя, корректировать состав смеси необходимо обычно только после расчетной высоты.

§ 96. ПРАВИЛА ПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫСОТНЫМ КОРРЕКТОРОМ

Высотные корректоры могут быть автоматического действия и с ручным управлением.

Основные правила пользования корректором с ручным управлением заключаются в следующем.

Регулировать состав смеси корректором с ручным управлением следует только на режиме горизонтального полета и на высоте не ниже той, которая указана в инструкции по эксплуатации и техническому обслуживанию данного двигателя.

При работе двигателя на земле, на взлете, во время выполнения фигур высшего пилотажа, на планировании и пикировании высотный корректор должен быть закрыт во избежание возможного обеднения смеси. Из этих соображений при наличии на двигателе двухскоростного ПЦН, расположенного перед карбюратором (например, на двигателе ВК-105), перед включением второй скорости нагнетателя высотный корректор должен быть закрыт.

Сектор управления высотным корректором устанавливают по внешним признакам работы двигателя, а также по температуре охлаждающей жидкости, масла и головок цилиндров следующим образом:

1) устанавливают режим горизонтального полета на заданной скорости;

2) медленно и плавно перемещают вперед (от себя) сектор высотного корректора до появления признаков неровной работы двигателя (тряска, неравномерный выхлоп и т. д.);

3) убирают высотный корректор несколько на себя до получения ровной работы двигателя (до момента прекращения тряски);

4) законтривают сектор корректора в этом положении и наблюдают за работой двигателя.

При правильном подборе положения высотного корректора двигатель работает ровно, без перебоев и дымления. Если же через некоторое время в двигателе появляется тряска, наблюдаются выхлопы в карбюратор и повышение температуры воды

и масла, то это означает, что топливовоздушная смесь слишком бедна, т. е. высотный корректор открыт больше, чем это требуется на данной высоте. В этом случае необходимо убрать сектор высотного корректора до получения нормальной работы двигателя.

При подъеме в течение всего времени набора высоты корректор должен оставаться в том положении, какое он занимал в горизонтальном полете. При переходе в горизонтальный полет уже на бо́льшей высоте высотный корректор необходимо дополнительно открыть, придерживаясь последовательности действий, указанной выше. Такую регулировку состава смеси корректором необходимо производить в горизонтальном полете вплоть до потолка самолета примерно через каждые 500 *м* высоты.

При снижении самолета порядок пользования высотным корректором (в пределах тех высот, которые указаны в инструкции по эксплуатации) остается тем же, что и при наборе высоты, но только в момент самого снижения (при планировании, пикировании) высотный корректор необходимо закрывать, чтобы обеспечить хорошую приемистость двигателя в момент выхода из этих режимов.

На мощных двигателях с нагнетателями при помощи корректора ручного управления регулируется состав смеси не только в сторону ее обеднения, но и в сторону обогащения.

Максимальное обогащение состава смеси при помощи высотного корректора применяется в тех случаях, когда двигатель работает с большой тепловой перегрузкой, например при взлете с форсажем, при высоких температурах окружающего воздуха и т. п.

Нормальное обогащение смеси применяется на повышенных мощностях, например при взлете без форсажа, при наборе высоты и т. п., а также во всех случаях, когда особо важное значение имеет хорошая приемистость двигателя (пикирование, планирование, выполнение фигур высшего пилотажа).

При чрезмерном обогащении смеси в полете следует пользоваться высотным корректором на всех режимах работы двигателя независимо от высоты.

В целях экономии топлива в горизонтальном полете на пониженных мощностях двигателя разрешается использовать высотный корректор для обеднения смеси до предела, при котором не нарушается нормальная работа двигателя.

Следует иметь в виду, что чрезмерное открытие корректора может привести вследствие резкого обеднения смеси к пожару.

При переводе двигателя на обедненную смесь и пониженные обороты необходимо сначала понизить давление наддува до заданной величины, затем уменьшить обороты (затяжелением винта) и только после этого устанавливать требуемую степень обеднения смеси.

При переходе на повышенный наддув следует сначала установить высотный корректор на обогащение, затем увеличить обороты и, наконец, увеличить наддув до необходимой на заданном режиме полета величины.

§ 97. ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ

Для быстрой остановки двигателя на некоторых карбюраторах имеется специальный механизм, называемый стоп-краном.

Устройство стоп-крана приведено на рис. 131

Стоп-кран состоит из золотника *1* и конического клапана *2*, установленных на общем штоке и расположенных в канале *3*,

Рис. 131. Схема устройства стоп-крана:

1 — золотник; *2* — клапан; *3* — канал; *4* — канал малого газа; *5* — жиклер; *6* — канал для воздуха; *7* — пружина; *8* — тяга

сообщающемся с каналом малого газа *4*. При работе двигателя клапан *2* прижимается пружиной *7* к своему седлу.

Для остановки двигателя летчик перед выключением зажигания при помощи тяги *8* открывает клапан, соединяя тем самым смесительную камеру и верхнюю часть канала малого газа *4* с атмосферой через канал *6*, одновременно перекрывая золотником *1* нижнюю часть канала малого газа. Перекрытие канала малого газа золотником и повышение давления в его верхней части обеспечивают прекращение поступления топлива через жиклер малого газа, удаление смеси из верхней части канала *4* и надежную остановку двигателя. По прекращении вращения винта выключается зажигание.

Карбюраторы со стоп-краном обычно устанавливаются на двигателях воздушного охлаждения, на которых вследствие вы-

сокой температуры головок цилиндров после выключения зажигания при продолжающемся поступлении топлива через систему малого газа (без стоп-крана) возможна самопроизвольная вспышка.

§ 98. НЕПОСРЕДСТВЕННЫЙ ВПРЫСК ТОПЛИВА

Непосредственный впрыск (НВ) стал применяться в авиадвигателях в период, предшествующий второй мировой войне. Система непосредственного впрыска была проверена и дала хорошие результаты в самых тяжелых условиях эксплуатации.

Система непосредственного впрыска имеет ряд преимуществ по сравнению с карбюраторами:

1. Значительно большую равномерность распределения топлива по цилиндрам двигателя, что дает возможность иметь

Рис. 132. Результаты испытаний состава смеси при непосредственном впрыске и карбюраторном впрыске

почти одинаковый состав смеси во всех цилиндрах. При карбюраторе этого получить нельзя, так как влияние разной длины всасывающих трубопроводов к отдельным цилиндрам, колебания давления в трубопроводах, неполнота испарения топлива и образование топливной пленки на стенках трубопроводов приводят к неравномерному распределению топлива по цилиндрам, т. е. одни цилиндры работают на более богатой, а другие — на более бедной смеси.

При непосредственном впрыске топливо в каждый цилиндр подается отдельным насосом, который может быть индивидуально отрегулирован, что позволяет получать почти одинаковый состав смеси во всех цилиндрах.

На рис. 132 приведены результаты испытания систем непосредственного впрыска и карбюраторного питания на одном и том же двигателе воздушного охлаждения. Как видно, состав смеси в отдельных цилиндрах при непосредственном впрыске

отличается только на 1—2%, в то время как при карбюраторе разница в составах смеси по цилиндрам доходит до 10% и более.

2. Возможность увеличения мощности двигателя, так как:

а) при непосредственном впрыске можно увеличивать перекрытие клапанов и осуществлять продувку камеры сгорания, т. е. лучше очищать цилиндры от отработавших газов, не опасаясь при этом потерь топлива на выхлопе вследствие того, что впрыск топлива начинается после закрытия выпускного клапана; благодаря продувке увеличивается весовой заряд цилиндра, а следовательно, и мощность двигателя;

б) отсутствие карбюратора несколько снижает гидравлические сопротивления системы впуска, что также способствует увеличению весового заряда цилиндров.

3. Выпускная система двигателя заполнена одним воздухом, что уменьшает опасность пожара и возможность обледенения.

К недостаткам системы непосредственного впрыска следует отнести:

1. Сложность впрыскивающей аппаратуры и очень высокие требования, предъявляемые к точности изготовления отдельных ее деталей.

2. Большую чувствительность топливной системы непосредственного впрыска к воздушным пробкам, наличие которых резко снижает количество подаваемого в цилиндры топлива, а иногда и вовсе прекращает ее подачу. Поэтому в систему необходимо вводить специальные воздухоотделители и тщательно следить за удалением воздуха и паров из системы.

На рис. 133 приведена общая схема топливопитания при непосредственном впрыске для четырнадцатицилиндрового двигателя. Система состоит из следующих основных деталей и агрегатов: топливного бака *1*; топливного насоса *2*, подающего топливо из бака во впрыскивающий насос; шелкового фильтра *3*; манометра *4*; впрыскивающего насоса *5*, подающего топливо в цилиндры под давлением, достигающим 300 ÷ 350 *кг/см²* на номинальном режиме.

Впрыскивающий насос состоит из отдельных насосных элементов, число которых равно числу цилиндров двигателя. Кроме того, насос включает следующие детали: центробежный воздухоотделитель *6*, служащий для отделения от топлива воздуха и паров топлива и регулятор состава смеси *8*, автоматически изменяющий подачу топлива впрыскивающим насосом при изменении режима работы двигателя и высоты полета. Далее в систему входят топливные трубопроводы: низкого давления *9* и высокого давления *10*, дренажная трубка *11* для отвода воздуха и паров топлива в бак, форсунки *7* для распыливания топлива в цилиндре, теплоизолированный воздушный шланг *12* для подвода воздуха из нагнетателя *13* в регулятор состава смеси, шланг *14* для отвода воздуха из регулятора смеси на впуск в нагнетатель, трубо-

Рис. 133. Схема системы топливопитания при непосредственном впрыске:

1 — топливный бак; *2* — топливный насос; *3* — шелковый фильтр; *4* — манометр; *5* — впрыскивающий насос; *6* — центробежный воздухоотделитель; *7* — форсунка; *8* — регулятор состава смеси; *9* и *10* — топливные трубопроводы; *11* — дренажная трубка; *12* — шланг; *13* — нагнетатель; *14* — шланг; *15* — рычаг; *16* — трос

проводы для подвода масла под давлением в регулятор состава смеси и отвода его в картер, рычаг *15* с тросом *16*, служащие для выключения подачи топлива впрыскивающим насосом при остановке двигателя.

Топливо из бака *1* самотеком поступает в топливный насос *2*, откуда под давлением 1,5 ÷ 2 *кг/см²* проходит через шелковый фильтр *3* и поступает в центробежный воздухоотделитель *6* впрыскивающего насоса. В воздухоотделителе топливо отделяется от воздуха и паров топлива и поступает в топливную камеру впрыскивающего насоса, откуда подается впрыскивающим насосом по трубопроводам высокого давления *10* к форсунке *7* и впрыскивается в цилиндр двигателя. Отделенные от топлива воздух и пары из центробежного воздухоотделителя по трубке *11* отводятся в топливный бак. Регулятор состава смеси реагирует на изменение давления и температуры воздуха, поступающего в цилиндры, а также на изменение давления окружающей среды и регулирует при помощи гидравлического вспомогательного привода количество топлива, подаваемого впрыскивающим насосом в цилиндры. Выключение подачи топлива впрыскивающим насосом производится летчиком из кабины при помощи троса при остановке двигателя перед выключением зажигания.

§ 99. ВПРЫСКИВАЮЩИЙ НАСОС

Схема впрыскивающего насоса, устанавливаемого на звездообразный двигатель воздушного охлаждения, показана на рис. 134. Основными узлами насоса являются: центробежный воздухоотделитель, насосные элементы, кулачковая шайба и система поворота плунжеров. Все эти узлы объединяются в корпусе насоса.

Центробежный воздухоотделитель состоит из корпуса *1*, внутри которого установлен сетчатый фильтр *2*; направляющей пробки *3* с трубкой *4*; трубы *5* с отверстиями *6*. Воздухоотделитель установлен на входе топлива в топливную камеру *7* и работает следующим образом.

От топливного насоса под давлением 1,5 ÷ 2 *кг/см²* топливо поступает через штуцер *8* в фильтр *2* и далее по четырем сверлениям *9* проходит в витки четырехзаходной нарезки направляющей пробки *3*. Проходя по винтовым канавкам *10*, топливо приобретает большую скорость и закручивается. При выходе из направляющей пробки *3* топливо под действием центробежных сил отбрасывается от оси к внутренним стенкам трубы *5* и далее по отверстиям *6* поступает в топливную камеру *7* впрыскивающего насоса. Частицы воздуха и пары топлива, как более легкие, собираются в центральной части трубы *5* и по трубке *4*, каналам *11* и *12* и штуцеру *13* отводятся в топливный бак.

Из топливной камеры *7* топливо по каналам *14* подводится ко всем насосным элементам впрыскивающего насоса.

Рис. 134. Схема впрыскивающего насоса и регулятора смеси:

1 — корпус воздухоотделителя; *2* — сетчатый фильтр; *3* — направляющая пробка; *4* — трубка; *5* — труба; *6* — отверстия; *7* — топливная камера; *8* — штуцер; *9* — сверления; *10* — винтовые канавки; *11* и *12* — каналы; *13* — штуцер; *14* — канал; *15* — плунжер; *16* — букса; *17* — толкатель; *18* — ролик; *19* — возвратная пружина; *20* — тарелка; *21* — регулировочная шестерня; *22* — обратный клапан; *23* — пазы; *24* — верхняя спиральная кромка; *25* — нижняя спиральная кромка; *26* — кольцевая канавка (см. рис. 135); *27* — выступы (см. рис. 135); *28* — грибок (см. рис. 135); *29* — кулачковая шайба; *30* — трубка; *31* — зубчатый венец (см. рис. 137); *32* — шестерня; *33* — ось (см. рис. 137); *34* — рычаг; *35* — тяга; *36* — камера анероидов; *37* и *38* — отверстия; *39* — верхний анероид; *40* — нижние анероиды; *41* — шток; *42* — пружина; *43* — корпус; *44* — золотник; *45* — пружина; *46* — рычаг; *47* — кулачок; *48* — поршень; *49* — шток; *50* — пружина; *51* и *52* — каналы; *53* — шестерня; *54* — валик; *55* — пружина; *56* — рычаг

Насосный элемент представляет собой насос плунжерного типа, впрыскивающий топливо в один цилиндр. Число насосных элементов равно числу цилиндров двигателя. Роль поршня в насосном элементе выполняет плунжер *15*, движущийся в цилиндре — буксе *16*. Букса *16* закреплена неподвижно в корпусе впрыскивающего насоса. Кроме плунжера и буксы, насосный элемент включает следующие детали: толкатель *17* с роликом *18*, возвратную пружину *19*, тарелку *20*, регулировочную шестерню *21*, обратный клапан *22* с пружиной и штуцер для

Рис. 135. Работа насосного элемента:

15 — плунжер; *16* — букса; *17* — толкатель; *18* — ролик; *20* — тарелка; *23* — паз; *24* — верхняя спиральная кромка; *25* — нижняя спиральная кромка; *26* — кольцевая канавка; *27* — выступы; *28* — грибок; *29* — кулачковая шайба

крепления трубки *30*, подводящей топливо от насосного элемента к форсунке.

Букса *16* (рис. 135) в верхней части имеет два отверстия *m* и *n* для входа топлива из топливной камеры насоса. Плунжер *15* в верхней рабочей части имеет два диаметрально противоположных продольных паза *23*, соединяющихся с кольцевой канавкой *26*, верхний *24* и нижний *25* спиральные срезы (кромки) на боковой поверхности. В нижней части плунжера имеются два выступа *27*, которыми он входит в пазы регулировочной шестерни. Грибок *28* соединяет плунжер с тарелкой *20*, входящей в толкатель *17*. Ролик толкателя, отжимаемый возвратной пружиной *19* (см. рис. 134), всегда соприкасается с рабочей поверхностью кулачковой шайбы *29*.

Разберем, как работает насосный элемент (см. рис. 134, 135).

До набегания кулачка шайбы *29* на ролик *18* плунжер *15* под воздействием пружины *19* занимает нижнее положение, при ко-

тором отверстия *m* и *n* буксы *16* (рис. 135, *а*) сообщают расположенную над плунжером полость буксы *v* с топливной камерой *7* (см. рис. 134). Топливо поступает в полость *v* и через пазы *23* (см. рис. 135, *а*) заполняет также кольцевую канавку *26*. При набегании кулачка на ролик толкатель перемещает плунжер вверх, сжимая пружину *19* (см. рис. 134). При этом в начале хода часть топлива вытесняется из полости *v* через отверстия *m* и *n* (см. рис. 135, *а*) обратно в топливную камеру *7* (см. рис. 134) до тех пор, пока кромка верхнего спирального среза не перекроет отверстие *m* (рис. 135, *б*). С этого момента начинается полезный нагнетающий ход плунжера, при котором топливо под действием плунжера выталкивается из надплунжерного пространства через обратный клапан и трубопровод высокого давления в форсунку и впрыскивается в цилиндр. Подача топлива насосом продолжается до тех пор, пока плунжер, двигаясь вверх, не откроет своей нижней спиральной кромкой *25* отверстие *n* (рис. 135, *в*). После этого подача топлива в форсунку прекращается, так как оно начинает перетекать из надплунжерного пространства по продольным пазам *23*, кольцевой канавке *26* и через отверстие *n* в топливную камеру.

Обратный ход плунжера происходит под воздействием пружины при сбегании кулачка с ролика (рис. 135, *г*). При этом до тех пор, пока отверстия *m* и *n* сообщены с кольцевой канавкой *26*, топливо поступает в полость *v* над плунжером через продольные пазы *23*. Окончательно эта полость заполняется в конце хода, когда отверстия *m* и *n* вновь открываются плунжером.

При очередном набегании кулачка процесс подачи топлива (впрыск) повторяется. Перекрытие верхней спиральной кромкой плунжера отверстия *m* определяет момент начала подачи топлива в форсунку, а открытие нижней кромкой отверстия *n* — конец подачи. Таким образом, количество топлива, впрыскиваемого за один ход плунжера, зависит от положения спиральных кромок относительно отверстий буксы.

Если повернуть плунжер в буксе, спиральные кромки изменят свое положение по отношению к отверстиям буксы. Это приведет к изменению начала и конца подачи и, очевидно, количества топлива, впрыскиваемого за один ход плунжера.

Так, например, при работе двигателя на номинальном режиме плунжер занимает такое положение в буксе, при котором количество впрыскиваемого за один ход топлива равно примерно 0,5 *г*, тогда как на малом газе благодаря изменению положения плунжера подача топлива в 10—15 раз меньше.

При повороте плунжера в такое положение, при котором продольные его пазы *23* находятся против отверстий *m* и *n* буксы, топливо не подается, так как при движении плунжера вверх топливо по пазам *23* перетекает из надплунжерного пространства через отверстия *m* и *n* обратно в топливную камеру.

Ввиду того что за один ход насосом подается небольшое ко-

личество топлива, его утечка в зазор между буксой и плунжером должна быть минимальной, что требует высокой точности изготовления насосного элемента. Радиальный зазор между буксой и плунжером делается порядка 0,005 *мм*. Однако выдержать этот зазор одинаковым во всех плунжерах практически невозможно, что приводит к различным утечкам топлива при работе двигателя и может заметно сказаться на составе смеси в отдельных цилиндрах, в особенности на малых оборотах, когда общее количество подаваемого топлива очень мало.

Кулачковая шайба[1]. На рис. 136 дана схема работы кулачковой шайбы топливного насоса для семицилиндрового звездообразного двигателя. Шайба приводится во вращение от коленчатого вала двигателя через шестеренчатую передачу. Шайба имеет три кулачка, расположенные под углом 120°, и вращается в сторону, противоположную вращению вала, с числом оборотов, в шесть раз меньшим числа оборотов коленчатого вала.

Рис. 136. Порядок работы насосных элементов

Насосные элементы нумеруются по порядку в направлении вращения коленчатого вала. Номер насосного элемента соответствует номеру обслуживаемого им цилиндра. На рис. 136 насосные элементы расположены относительно кулачков шайбы так же, как в насосе, так что кружки, в которые заключены номера элементов, можно рассматривать как ролики толкателей плунжеров. Порядок работы цилиндров в семицилиндровом двигателе 1—3—5—7—2—4—6. Этот порядок работы обеспечивается следующим образом. Положение шайбы, показанное на рис. 136, соответствует моменту впрыска в первый цилиндр. При этом кулачок *1* шайбы набегает на ролик толкателя насосного эле-

[1] Рассматриваемый нами топливный насос предназначен для звездообразного двигателя и имеет насосные элементы, расположенные на равных расстояннях по образующим цилиндра. Для привода насосных элементов в этом случае применяется кулачковая шайба, число оборотов и число кулачков которой зависит от числа насосных элементов и выбранного направления вращения шайбы. Топливные насосы рядных двигателей имеют обычно насосные элементы, расположенные в ряд. В этом случае привод насосных элементов производится от кулачкового валика, имеющего число оборотов, вдвое меньшее числа оборотов коленчатого вала, и число кулачков, равное числу насосных элементов.

мента *1*, в результате чего происходит впрыск топлива. Следующий впрыск должен быть произведен в цилиндр *3* после поворота коленчатого вала на угол, равный углу между цилиндрами 1 и 3. Этот угол равен 102°51,4′. Под тем же углом 102°51,4′ расположены в топливном насосе ролики насосных элементов *1* и *3*. Кулачок *2* на кулачковой шайбе расположен под углом 120° к кулачку *1*. Следовательно, угол, под которым расположен кулачок *2* относительно ролика насосного элемента *3*, будет равен

$$120° - 102°51,4' = 17°8,6'.$$

При повороте коленчатого вала на угол в 102°51,4′ кулачковая шайба повернется в противоположную сторону на угол, в шесть раз меньший, т. е. на

$$102°51,4' : 6 = 17°8,6'.$$

Значит, через 17°8,6′ кулачок *2* шайбы набежит на ролик толкателя насосного элемента *3*, в результате чего топливо

Рис. 137. Система поворота плунжеров:
21 — регулировочные шестерни; *29* — кулачковая шайба; *31* — зубчатый венец; *32* — шестерня; *33* — ось; *34* — рычаг

будет впрыснуто в цилиндр *3*. Нетрудно тем же путем подсчитать, что впрыск топлива в цилиндр 5 произойдет при набегании кулачка *3* шайбы на ролик толкателя насосного элемента *5*, в цилиндр 7 — при набегании кулачка *1* на ролик толкателя насосного элемента *7* и т. д.

Система поворота плунжеров (рис. 137) обеспечивает одновременный поворот всех плунжеров на один и тот же угол отно-

сительно буксы, что дает одинаковое изменение количества впрыскиваемого топлива во всех насосных элементах.

Система поворота плунжеров включает следующие детали: регулировочные шестерни *21*, установленные на плунжере каждого насосного элемента и сцепленные с общим зубчатым венцом *31*; шестерню *32* и рычаг *34*, жестко укрепленные на концах оси *33*.

Шестерня *32* сцеплена с регулировочной шестерней одного из плунжеров. При повороте рычага *34* шестерня *32* повернет на некоторый угол шестерню одного из плунжеров, что приведет к повороту зубчатого венца *31*, а следовательно, и к повороту шестерен всех остальных плунжеров на один и тот же угол.

Рычаг *34* может поворачиваться летчиком из кабины при помощи сектора останова — для прекращения подачи топлива впрыскивающим насосом перед остановкой двигателя, а также автоматическим регулятором состава смеси — при изменении режима работы двигателя или высоты полета. С этой целью один из выступов рычага *34* соединяется с тросом ручного выключения подачи из кабины, а другой — с тягой *35* переходника регулятора состава смеси (см. рис. 134).

§ 100. РЕГУЛЯТОР СОСТАВА СМЕСИ

Количество топлива, которое должно быть подано в цилиндр за один ход плунжера, зависит от весового количества воздуха, поступившего в цилиндр в течение процесса впуска, и топлива, на котором должен работать двигатель. Так как весовое количество воздуха, поступающего в цилиндр во время впуска, зависит от давления и температуры воздуха на выходе из нагнетателя p_k и T_k, а также от давления окружающей среды p_H, то очевидно, что при изменении этих факторов необходимо изменять и количество впрыскиваемого топлива.

Регулятор состава смеси автоматически изменяет подачу топлива в зависимости от изменения давления и температуры воздуха после нагнетателя и давления окружающей среды, обеспечивая тем самым необходимый состав смеси на различных режимах работы двигателя и различных высотах полета.

Регулятор состоит из следующих основных узлов (см. рис. 134): камеры анероидов, гидравлического вспомогательного привода и переходника.

Камера анероидов *36* выполнена из малотеплопроводного материала (волокнита). Из нагнетателя через отверстие *37* в камеру подводится воздух, а через отверстие *38* этот воздух отводится на вход в нагнетатель (см. также схему рис. 133).

Вследствие непрерывной циркуляции воздуха через камеру анероидов давление и температура в ней будут такие же, как и на впуске в цилиндры. Внутри камеры установлены четыре анероида: верхний *39* (см. рис. 134), называемый высотным, непо-

движно закреплен в крышке камеры и сообщен с атмосферой и три нижних *40*, прижатых к анероиду *39* через тарелку штока *41* пружиной *42*. Конец штока опирается на рычаг *46*. Анероиды *40* герметичны и наполнены воздухом.

Анероиды являются чувствительными элементами, реагирующими на изменение давления и температуры воздуха за нагнетателем и в окружающей среде. Если повышается давление p_k или понижается температура T_k, то три нижних анероида *40* сжимаются, и, наоборот, при понижении давления p_k или повышении температуры T_k анероиды расширяются. Высотный анероид при неизменных давлении и температуре в камере анероидов расширяется, если давление окружающей среды p_H повышается, и сжимается при уменьшении p_H. При этом деформация высотного анероида зависит от разности давлений p_k и p_H. Изменение суммарной высоты всех анероидов вследствие их расширения или сжатия приводит к перемещению штока *41* вверх или вниз.

Гидравлический вспомогательный привод состоит из корпуса *43*, золотника *44* с пружиной *45*, рычага *46*, профилированного кулачка *47*, связанного с шестерней, поршня *48* со штоком *49* и пружиной *50*.

Золотник *44* шарнирно соединен с рычагом *46*, второй конец которого опирается на кулачок. Масло к золотнику подводится под давлением из двигателя по каналу *51*, а отводится в картер двигателя по каналу *52*. Шток *49* зубчатой рейкой соединяется с шестерней профилированного кулачка *47* и с шестерней *53* переходника.

Переходник связывает регулятор смеси с системой поворота плунжеров впрыскивающего насоса. Шестерня *53* соединяется с валиком *54* при помощи жесткой пружины *55*. На конце валика укреплен рычаг *56*, который тягой *35* соединен с рычагом *34* впрыскивающего насоса. При перемещении поршня *48* кулачок *47* поворачивается, вместе с ним поворачиваются шестерня *53*, валик *54*, рычаг *56*, а следовательно, и шестерня *32* системы поворота плунжеров. Движение поршня в направлении к переходнику приводит к повороту плунжеров на увеличение подачи топлива, а в обратном направлении — на уменьшение подачи.

Работа регулятора состава смеси

При неработающем двигателе поршень *48* (рис. 138, *а*) пружиной *50* сдвинут влево, при этом плунжеры повернуты в положение, при котором подача топлива насосами является наибольшей. Давление в камере анероидов равно атмосферному давлению на уровне земли, золотник *44* опущен кулачком *47* в нижнее положение и сообщает левую полость цилиндра с масляной магистралью.

При запуске двигателя давление в анероидной камере вследствие дросселирования уменьшается примерно до 400 ÷ 450 *мм*

рт. ст. (малый газ), анероиды при этом расширяются и шток *41* несколько опускается. Одновременно масло из магистрали двигателя поступает по каналу *б* в левую полость цилиндра и давит на поршень, заставляя его отходить вправо, при этом поршень через детали переходника и систему поворота плунжеров поворачивает плунжеры на уменьшение подачи топлива. При движении поршня *48* вправо кулачок *47* вращается по часовой

Рис. 138. Схема работы регулятора смеси:

а — положение при запуске двигателя; *б* — работа регулятора смеси на малом газе; *в* — работа регулятора смеси при открытии дросселя; *г* — нейтральное положение золотника; *41* — шток; *44* — золотник; *45* — пружина золотника; *46* — рычаг; *47* — кулачок; *48* — поршень; *50* — пружина поршня

стрелке. При этом под действием пружины *45* правый конец рычага *46* вместе с золотником поднимается, а левый опускается. Золотник будет подниматься до тех пор, пока не перекроет отверстий *а* и *б* подвода масла к поршню *48*. Как только отверстия будут перекрыты, поршень остановится и зафиксирует плунжеры в положении, обеспечивающем необходимую подачу топлива на малом газе (рис. 138, *б*).

Положение золотника, при котором он своими буртиками перекрывает отверстия *а* и *б*, называется нейтральным.

При открытии дросселя давление наддува p_k повышается, а следовательно, повышается и давление в анероидной камере, что вызывает сжатие анероидов (рис. 138, *в*). При этом шток *41* поднимается и отходит от рычага *46*. Под действием пружины *45* золотник *44* перемещается вверх и открывает маслу доступ в правую полость цилиндра и выход для масла из левой полости. Поршень под давлением масла отходит влево и поворачивает плунжеры на увеличение подачи топлива. Кулачок, поворачиваясь при движении поршня против часовой стрелки, поднимает левый конец рычага *46*, вследствие чего золотник *44* начинает опускаться. Опускание золотника и увеличение подачи топлива происходит до тех пор, пока золотник вновь не займет нейтрального положения.

При нейтральном положении золотника поступление масла к поршню и отвод масла из полости цилиндра прекратятся, следовательно, поршень, а также и плунжеры установятся в новом положении, обеспечивающем необходимую для данного режима подачу топлива (рис. 138, *г*).

Профиль кулачка *47* определяет состав смеси по режимам работы двигателя. Путем подбора кулачков с разными профилями можно при одной и той же деформации анероидов устанавливать золотник в нейтральное положение при различных положениях поршня, а следовательно, изменять подачу топлива при одном и том же расходе воздуха.

При подъеме самолета до расчетной высоты давление в камере анероидов сохраняется постоянным, а температура понижается. В высотном же анероиде давление понижается. В результате суммарный общий размер высоты анероидов уменьшается. Уменьшение высоты анероидов приводит к увеличению подачи топлива впрыскивающим насосом, что и необходимо для поддержания постоянства состава смеси вследствие увеличения весового расхода воздуха через двигатель до расчетной высоты.

При подъеме на высоту бо́льшую, чем расчетная, суммарная высота анероидов постепенно увеличивается за счет понижения давления p_k в камере анероидов. Увеличение суммарной высоты анероидов приводит к уменьшению подачи топлива впрыскивающим насосом.

§ 101. ТОПЛИВНАЯ ФОРСУНКА

Топливная форсунка (рис. 139) состоит из следующих деталей: корпуса *1*; неподвижной иглы *2* с каналом *3*, имеющей на своем конусном конце три спиральных выфрезерованных паза; шарикового клапана *7*; стакана *4*; штока *5* с пружиной *6* и штуцера подвода топлива *8*. К штуцеру *8* топливо подводится по трубопроводу высокого давления от насосного элемента впрыскивающего насоса.

Топливо, поступившее в форсунку, отжимает шариковый клапан 7 и через отверстия в штоке попадает во внутреннюю полость иглы.

Пройдя спиральные пазы, имеющиеся на поверхности посадочного конуса иглы, топливо получает вращательное движение (для улучшения распыливания) и впрыскивается в цилиндр

Рис. 139. Топливная форсунка:
1 — корпус; 2 — неподвижная игла; 3 — канал; 4 — стакан; 5 — шток; 6 — пружина; 7 — шариковый клапан; 8 — штуцер; 9 — сопло

двигателя через сопло 9 в корпусе. Для лучшего перемешивания топлива с воздухом форсунку устанавливают в головке цилиндра таким образом, чтобы факел распыла топлива пересекал направление движения воздуха, поступающего через впускной клапан (рис. 140).

Шариковый клапан 7 (см. рис. 139) открывается при давлении топлива 45 ÷ 55 *кг/см²*. Дальнейшее нарастание давления[1] происходит вследствие малого проходного сечения сопла 9. Высокое давление топлива в форсунке необходимо для получения хорошего распыливания топлива при впрыске его в цилиндр.

Рис. 140. Впрыск топлива в цилиндр

§ 102. ТОПЛИВНЫЙ НАСОС

Подача топлива к аппаратуре смесеобразования самотеком применяется только на маломощных двигателях, где разность уровней топлива, находящегося в баках и в поплавковой камере карбюратора, создает давление, равное, примерно, 0,10 *кг/см²*. Такое давление не обеспечивает нормального питания топливом современных мощных авиадвига-

[1] Максимальное давление впрыска при подаче топлива, соответствующее номинальному режиму работы двигателя, составляет 280—330 *кг/см²*.

телей. Поэтому на них применяется принудительный способ подачи топлива, при котором на двигатель устанавливается топливный насос, подающий под давлением топливо из баков к карбюратору или впрыскивающему насосу.

На некоторых самолетах подача топлива самотеком сочетается с принудительным способом подачи.

В настоящее время обычно применяются топливные насосы коловратного типа (БНК — бензиновый насос коловратный).

Насос коловратного типа (рис. 141) состоит из корпуса, качающего узла и узла редукционного клапана.

Рис. 141. Схема топливного насоса БНК-12:

1 — корпус; *2* — стакан; *3* — ротор; *4* — лопатки; *5* — плавающий палец; *6* — коробка; *7* — крышка; *8* — мембрана; *9* — редукционный клапан; *10* — пружина; *11* — регулировочный винт; *12* — колпачок; *13* — заливочный клапан; *14* — штуцер; *15* — гайка

В корпусе *1* имеются два отверстия *Д* и *Е* с резьбой для крепления штуцеров входа и выхода топлива.

Качающий узел насоса состоит из стакана *2*, ротора *3*, четырех лопаток *4* и плавающего пальца *5*. Ротор с лопатками расположен эксцентрично относительно внутренней полости стакана и делит ее на четыре объема: *А, Б, В, Г*.

Узел редукционного клапана выполнен в виде коробки *6* с крышкой *7*, между которыми зажата резиновая мембрана *8*, соединенная с редукционным клапаном *9*. Пружина *10* редукционного клапана одним концом упирается в гайку *15* регулировочного винта *11*, а другим — в торец клапана. Головка регулировочного винта стопорится в требуемом положении колпачком *12*, навернутым на резьбу крышки. На редукционном клапане установлен заливочный клапан *13* с пружиной.

Работает насос следующим образом. При вращении ротора в направлении, указанном стрелкой, величины объемов *А, Б,*

В, Г непрерывно меняются благодаря эксцентричному расположению ротора в стакане. При этом объемы *В* и *Г* уменьшаются, а объемы *А* и *Б* увеличиваются. В увеличивающихся объемах создается разрежение, в результате которого топливо из баков поступает в насос через отверстие *Д*, а из уменьшающихся объемов вытесняется и нагнетается через отверстие *Е* в трубопровод к карбюратору или впрыскивающему насосу.

Количество топлива, подаваемого насосом, должно равняться расходу топлива двигателем. В действительности производительность топливного насоса на всех режимах работы двигателя значительно больше расхода топлива двигателем. На рис. 142 показана зависимость производительности насоса, расхода топлива двигателем и избыточного давления на выходе из насоса от числа оборотов двигателя.

Рис. 142. Характеристика работы топливного насоса

Излишек топлива, подаваемый насосом при различных оборотах, изображается отрезками ординат (*аб, вг* и т. д.), заключенными между кривыми *1* и *2*.

Избыток топлива приводит к повышению давления в нагнетающей полости насоса. Под действием этого давления редукционный клапан открывается. При этом нагнетающая полость насоса сообщается с всасывающей (см. рис. 141) и излишек топлива перетекает через редукционный клапан во всасывающую полость (насос, как говорят, в этом случае работает частично на себя). Таким образом, подача топлива насосом автоматически уменьшается до величины, соответствующей давлению, которое устанавливается на выходе из насоса. Это давление зависит от натяжения пружины редукционного клапана и величины избытка топлива. При увеличении числа оборотов двигателя избыток топлива возрастает (отрезок $вг > аб$), давление на выходе из насоса увеличивается и клапан перепуска открывается на бо́льшую величину.

Таким образом, редукционный клапан насоса поддерживает давление в нагнетающей магистрали в нормальных пределах. Давление топлива в магистрали после насоса измеряется манометром, установленным на приборной доске.

Для нормального наполнения топливной камеры карбюратора давление топлива на выходе из насоса должно превосходить давление в топливной камере на 0,14 — 0,32 *кг/см²*. Если

избыточное давление топлива меньше 0,08 *кг/см²* или больше 0,45 *кг/см²*, то нормальное наполнение камеры карбюратора нарушается.

При непосредственном впрыске для эффективной работы центробежного воздухоотделителя избыточное давление, создаваемое насосом, должно находиться в пределах 1,5 ÷ 2 *кг/см²*.

Особенностью описанного насоса является автоматическое устройство, состоящее из эластичной резиновой мембраны *8* (см. рис. 141), соединенной с редукционным клапаном и служащей для уничтожения его разгрузки. Разгрузка возникает по мере израсходования топлива из баков, а также с подъемом на высоту при обычной конструкции клапана (без мембраны) и заключается в следующем. Сила давления, удерживающая редукционный клапан в закрытом положении, складывается из силы упругости пружины *10*, силы давления столба топлива, имеющегося в баке, и силы атмосферного давления над уровнем топлива в баке. Силы давления столба топлива и атмосферного давления изменяются в зависимости от продолжительности и высоты полета, и, следовательно, при их уменьшении изменяется (т. е. уменьшается) величина силы, прижимающей клапан к гнезду. Вследствие этого редукционный клапан начинает открываться при меньшем давлении топлива в нагнетающей магистрали и давление подачи топлива падает. При наличии мембраны по мере израсходования топлива из баков, а также с увеличением высоты разгрузки клапана (падения давления в нагнетающей магистрали) не происходит, так как одновременно с уменьшением давления столба топлива или атмосферного давления на клапан на такую же величину уменьшается и давление на мембрану, в результате чего пружина *10* разгружается и оказывает дополнительное давление на редукционный клапан. Так как эффективная площадь мембраны приблизительно равна эффективной площади клапана, величина силы, прижимающей клапан к гнезду, остается практически без изменения.

В полости над мембраной всегда поддерживается давление, равное давлению в топливной камере карбюратора. С этой целью эту полость соединяют через штуцер *14* или с атмосферой — для двигателей без нагнетателя, или с нагнетателем, расположенным после карбюратора, или же с воздухом на выходе из нагнетателя — для двигателей с нагнетателем, расположенным перед карбюратором.

Практика показывает, что на больших высотах вследствие обильного выделения газов и воздуха (растворенных в топливе) давление топлива падает и при наличии мембраны. Для устранения этого явления на выходе из баков устанавливают дополнительный насос, повышающий давление во всасывающей линии топливного насоса.

С помощью заливочного клапана *13* осуществляется заполнение топливом магистралей от насоса до карбюратора перед запуском двигателя, когда насос еще не работает. Для этого ручным насосом подкачивают топливо в топливный насос; при этом давление топлива преодолевает натяжение пружины, прижимающей заливочный клапан *13* к редукционному клапану, и топливо, минуя качающий узел, поступает в нагнетающую магистраль через сверления в редукционном клапане.

ГЛАВА XI

ЗАЖИГАНИЕ

§ 103. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАЖИГАНИИ

Основным источником воспламенения топливовоздушной смеси в поршневых авиационных двигателях легкого топлива является электрическая искра, проскакивающая между электродами запальной свечи, ввернутой в головку цилиндра двигателя.

Для того чтобы обеспечить электрический разряд между электродами свечи, необходимо создать на них достаточно высокое напряжение. Напряжение, при котором наступает электрический разряд, называется пробивным напряжением.

Величина пробивного напряжения возрастает с увеличением расстояния между электродами и плотности среды (топливовоздушной смеси), в которой происходит разряд. При существующих зазорах между электродами свечей, равных 0,3 ÷ 0,5 *мм*, и давлениях в конце сжатия порядка 15 ÷ 20 *кг/см*^{2} пробивное напряжение составляет несколько тысяч вольт. В качестве источника тока для зажигания в современных поршневых двигателях применяют магнето, обеспечивающие получение напряжений порядка 12 ÷ 18 тысяч вольт.

§ 104. АГРЕГАТЫ, ВХОДЯЩИЕ В СИСТЕМУ ЗАЖИГАНИЯ, И ИХ НАЗНАЧЕНИЕ

Для обеспечения запуска двигателя и бесперебойного зажигания топливовоздушной смеси на всех режимах, помимо магнето, требуется иметь ряд других агрегатов и арматуру, которые вместе с магнето составляют систему зажигания двигателя.

В систему зажигания двигателя входят:

— две запальные свечи на каждый цилиндр, ввернутые в головку цилиндра;

— два магнето с распределителями, приводимые во вращение от двигателя;

— пусковые катушки с аккумулятором, установленные на самолете;

— один переключатель, расположенный в кабине самолета;

— арматура (плавкий предохранитель, дополнительные выключатели, кнопки пусковых катушек, коробки и муфты разъема и др.);

— экранированные электропровода, соединяющие агрегаты зажигания.

Свечи обеспечивают искрообразование в камере сгорания цилиндра. Два магнето обеспечивают получение двойного зажигания, независимо друг от друга: одна свеча цилиндра работает от одного магнето, вторая — от другого. Двойное зажигание улучшает условия сгорания топливовоздушной смеси вследствие воспламенения ее от двух электрических искр и увеличивает надежность работы двигателя. В случае отказа в работе одного магнето двигатель продолжает работать, так как зажигание в цилиндрах производится свечой, связанной с другим магнето. При этом мощность двигателя несколько падает. При загрязнении одной свечи зажигание топливовоздушной смеси продолжается от другой, что часто приводит к очистке (прожиганию) загрязненной свечи и к включению ее в работу.

Распределители служат для направления тока, вырабатываемого в магнето, к отдельным цилиндрам в соответствии с порядком их работы.

Пусковая катушка и аккумулятор служат для получения тока высокого напряжения при запуске двигателя, когда магнето еще не вступило в работу.

Переключатель необходим для включения и выключения зажигания, а также для проверки работы магнето и свечей.

Система зажигания авиационных двигателей должна удовлетворять ряду требований, главнейшими из которых являются: достаточная мощность электрической искры для надежного воспламенения смеси как в условиях нормальной работы, так и в условиях запуска двигателя, когда число его оборотов составляет 40 ÷ 60 в минуту; надежность работы при всех условиях эксплуатации и в особенности в условиях полетов на больших высотах; возможность изменения момента зажигания в соответствии с режимом работы двигателя; отсутствие влияния на работу радиоустановок; малый вес и габариты; простота установки, сборки и разборки, а также регулировки.

§ 105. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ

Магнето высокого напряжения представляет собой магнитоэлектрическую машину, принцип действия которой основан на законе индукции токов.

Ток высокого напряжения в магнето получается следующим образом:

1. Механическая энергия, получаемая от двигателя, преобразуется при помощи индукции в электрическую энергию переменного тока низкого напряжения (30 ÷ 40 *в*).

2. Переменный ток низкого напряжения трансформируется в ток высокого напряжения (12 000—18 000 *в*) и подается к свечам цилиндров.

Преобразование механической энергии в электрическую достигается при пересечении проводниками силовых линий магнитного поля, вследствие чего в проводниках возникает индуктированная электродвижущая сила (ЭДС) и при наличии замкнутой электрической цепи — электрический ток.

Магнитное поле создается постоянными искусственными магнитами, неподвижными или приводимыми во вращение от коленчатого вала двигателя при помощи шестеренчатой передачи.

Электрический ток низкого напряжения может быть получен следующими способами:

— перемещением проводника относительно магнитного потока неподвижного магнита;

— перемещением магнита относительно неподвижного проводника;

— перемещением промежуточного элемента, который создает изменение магнитного потока, при неподвижном проводнике и неподвижном магните.

В зависимости от способа получения тока низкого напряжения магнето делятся на следующие типы:

— с вращающимися обмотками и неподвижными магнитами;

— с вращающимися магнитами и неподвижными обмотками;

— с неподвижными магнитами и обмотками и вращающимся промежуточным элементом.

На современных авиационных двигателях применяются магнето типа БСМ с вращающимися магнитами и неподвижными обмотками. Условное обозначение БСМ расшифровывается так: Б — большая; С — серия; М — магнето, а цифра, приписанная к условному обозначению, например, БСМ-5, означает число цилиндров двигателя, которое может обслуживать магнето. Магнето БСМ могут быть двухискровыми, т. е. дающими две искры, и четырехискровыми, дающими четыре искры за один оборот ротора магнето.

Магнето этого типа снабжены механизмом автоматического опережения зажигания и могут быть собраны как для правого, так и для левого вращения ротора.

На рис. 143 показана принципиальная схема магнето типа БСМ, в электрическую цепь которого для упрощения схемы включены переключатель *1* и одна запальная свеча *2*. Штрихпунктирной линией *М* изображена масса корпуса магнето и двигателя.

Магнето БСМ состоит из двух основных систем — магнитной и электрической.

Магнитная система служит для создания переменного магнитного потока в сердечнике трансформатора и состоит из ротора *3*, двух башмаков *4* и сердечника *5*. Башмаки и сердечник

являются магнитопроводами, а ротор представляет собой постоянный четырехполюсный магнит. Ротор приводится в движение от коленчатого вала через шестеренчатую передачу, валик *6* и центробежные грузики *7* механизма опережения зажигания.

Электрическая система состоит из двух цепей — цепи тока низкого напряжения и цепи тока высокого напряжения.

Рис. 143. Принципиальная схема магнето БСМ:

1 — переключатель; *2* — свеча; *3* — ротор; *4* — башмаки; *5* — сердечник; *6* — валик; *7* — центробежные грузики; *8* — первичная обмотка; *9* — шестерня; *10* — конец первичной обмотки, присоединенный к сердечнику; *11* — конец первичной обмотки, присоединенный к прерывателю; *12* — неподвижный контакт; *13* — подвижной контакт; *14* — пластинчатая пружина; *15* — кулачковая шайба; *16* — вторичная обмотка; *17*—бегунок; *18* и *19* — рабочие электроды; *20* — распределитель; *21* — пусковой электрод; *22* — медное кольцо; *23* — проводник; *24* — центральный электрод свечи; *25* — неподвижные электроды распределителя; *26* — боковой электрод свечи; *27* — конденсатор

Обмотка *8*, служащая для получения тока низкого напряжения, называется первичной; соответственно этому сам ток низкого напряжения носит название первичного тока.

Первичная обмотка одним концом *10* присоединена к сердечнику, а другим концом *11* — к прерывателю.

Прерыватель имеет два контакта, периодически размыкающие и замыкающие цепь первичного тока. Неподвижный контакт *12* соединен с массой *M*, а подвижной *13* — с первичной обмоткой. В сомкнутом состоянии контакты удерживаются пружиной *14*.

Размыкание контактов осуществляется кулачковой шайбой *15* с числом кулачков, равным числу цилиндров двигателя.

Таким образом, полная цепь низкого напряжения образуется первичной обмоткой, прерывателем и массой. Путь первичного тока в цепи показан на схеме стрелками.

Ток высокого напряжения индуктируется в обмотке *16*. Эта обмотка называется вторичной, а появляющийся в ней ток — вторичным током.

Вторичная обмотка одним концом соединена с первичной обмоткой, а другим концом — с бегунком *17* распределителя *20*. Последовательное соединение вторичной обмотки с первичной делается для того, чтобы использовать витки первичной обмотки при получении вторичного тока.

При помощи бегунка вторичный ток распределяется по свечам отдельных цилиндров; для этого на бегунке имеется рабочий электрод, один конец *18* которого непрерывно связан с вторичной обмоткой, а другой *19* подходит последовательно к неподвижным электродам *25* распределителя *20*, соединенным с проводниками свечой. Число электродов распределителя равно числу цилиндров двигателя. Для правильной работы зажигания электроды распределителя последовательно присоединены (по направлению вращения бегунка) к свечам тех цилиндров, в которых согласно принятому порядку зажигания должен происходить искровой разряд.

Бегунок имеет второй электрод *21* (пусковой), соединенный посредством медного кольца *22* с проводником *23* высокого напряжения от пусковой катушки.

Каждая свеча имеет два электрода, разделенных искровым зазором; один из этих электродов *24* (центральный) соединяется с одним из электродов *25* распределителя, а второй электрод *26* — с массой *М*. Таким образом, цепь тока высокого напряжения образуется вторичной обмоткой, бегунком, распределителем, свечой, массой и первичной обмоткой. Путь вторичного тока в цепи на схеме показан стрелками.

Работает система зажигания следующим образом.

Четырехполюсный постоянный магнит ротора, вращаясь между неподвижными полюсными башмаками, создает в сердечнике переменный магнитный поток, вследствие чего в расположенных на сердечнике витках обмоток индуктируется переменная по величине и направлению электродвижущая сила (величина ЭДС прямо пропорциональна числу витков в обмотках и скорости изменения магнитного потока в сердечнике). При этом в первичной обмотке при замкнутых контактах прерывателя возбуждается электрический ток, который вызывает в сердечнике появление дополнительного электромагнитного потока. Когда ток в первичной цепи достигает максимальной величины, прерыватель размыкается, вследствие чего магнитный поток, создавае-

мый ротором в сердечнике, под действием исчезающего тока в первичной обмотке резко изменяется. Резкое изменение магнитного потока ротора индуктирует во вторичной и разомкнутой первичной обмотках большую ЭДС, причем интенсивность индукции повышается наличием конденсатора *27*. Так как обе обмотки соединены последовательно, то индуктированные ЭДС обеих обмоток складываются. Индуктированная ЭДС передается через бегунок на неподвижные электроды распределителя и далее на электроды свечей и, преодолевая сопротивление искрового зазора, образует искровой разряд, воспламеняющий смесь.

Один оборот бегунка происходит за два оборота коленчатого вала двигателя, а прерыватель (при максимальной силе первичного тока) размыкается при каждом подходе рабочего электрода бегунка к очередному электроду распределителя.

Так как все цилиндры двигателя обслуживаются одним магнето, то число оборотов ротора должно обеспечивать необходимое количество искровых разрядов за рабочий цикл двигателя, т. е. за два оборота коленчатого вала.

Передаточное число q от коленчатого вала к ротору магнето определяется по формуле

$$q = \frac{i}{2e},$$

где i — число цилиндров двигателя;

e — число искр, вырабатываемых магнето за один оборот ротора;

2 — коэффициент, вводимый в формулу только для четырехтактных двигателей.

Пример 1. Определить передаточное число к ротору двухискрового магнето БСМ-5 двигателя М-11.

$$q = \frac{i}{2e} = \frac{5}{2 \cdot 2} = 1{,}25.$$

Таким образом, за 1 оборот коленчатого вала ротор магнето БСМ-5 должен сделать 1,25 оборота, а за 2 оборота коленчатого вала — 2,5 оборота, обеспечив при этом получение $2 \cdot 2{,}5 = 5$ искр.

Пример 2. Определить передаточное число к ротору четырехискрового магнето БСМ-14 двигателя АШ-82.

$$q = \frac{i}{2e} = \frac{14}{2 \cdot 4} = 1{,}75.$$

В этом случае за 2 оборота коленчатого вала ротор магнето повернется на 3,5 оборота и обеспечит получение $4 \cdot 3{,}5 = 14$ искр.

Чтобы прекратить искровые разряды в свечах, необходимо выключить зажигание. Для выключения зажигания устанавливается переключатель *1*. Как видно из схемы, при замыкании переключателя первичная обмотка соединяется с массой *М* помимо прерывателя. Вследствие этого размыкание прерывателя

не сопровождается разрывом первичной цепи, поэтому во вторичной обмотке не может индуктироваться ЭДС, достаточная для образования искровых разрядов в свечах. Путь первичного тока в цепи через переключатель на схеме показан пунктирными стрелками.

§ 106. АНАЛИЗ РАБОТЫ МАГНЕТО

Чтобы ясно представить себе работу магнето, рассмотрим следующие процессы, происходящие в магнитной и электрической системах магнето:

1) изменение магнитного потока в сердечнике трансформатора;
2) работу магнето при постоянно разомкнутой первичной цепи;
3) работу магнето при постоянно замкнутой первичной цепи;
4) рабочий процесс магнето.

Изменение магнитного потока в сердечнике трансформатора

Величина и направление магнитного потока в сердечнике трансформатора (в зависимости от положения ротора) представлены на рис. 144. По горизонтальной оси отложены углы α

Рис. 144. Изменение магнитного потока в сердечнике трансформатора за один оборот ротора

поворота ротора, а по вертикальной — величины магнитного потока Φ, соответствующие данному углу поворота ротора.

Величина магнитного потока одного направления на графике отложена вверх от горизонтальной оси, а противоположного направления — вниз.

При нахождении ротора в положении *I* магнитный поток направляется от северного полюса к южному по магнитной цепи *Д-Е-Ж*, намагничивая сердечник *Е*. При этом величина магнитного потока в сердечнике будет максимальная, на кривой она будет соответствовать точке *1*. При повороте ротора по часовой стрелке от 0 до 45° величина магнитного потока Φ_0, проходящего через сердечник, уменьшается вследствие уменьшения числа магнитных силовых линий, поступающих из ротора в цепь *Д-Е-Ж*, по которой замыкается магнитный поток. При нахождении ротора в положении *II* (называемом нейтральным) магнитные силовые линии, выходящие из северного полюса ротора, замкнутся через башмаки на два соседних южных полюса по пути, указанному стрелками, и магнитный поток от ротора в цепь *Д-Е-Ж* через сердечник прекратится.

Вследствие явления гистерезиса[1] в сердечнике задерживается остаточный магнетизм. Этому состоянию соответствует на кривой точка *2*.

При дальнейшем повороте ротора магнитный поток замкнется через сердечник по пути *Ж-Е-Д* от северного полюса ротора к южному в обратном направлении. Вначале магнитный поток размагнитит сердечник, причем полное размагничивание произойдет при повороте ротора на $2 \div 4°$ (точка *3*) от нейтрального положения, а затем вновь намагнитит сердечник, но уже в обратном направлении. Максимальной величины магнитный поток достигнет при нахождении ротора в положении *III*, чему соответствует поворот ротора на 90° от начального положения (точка *4*).

При повороте ротора из положения *III* до положения *IV* магнитный поток уменьшается до величины остаточного магнетизма (точка *5*), а при повороте из положения *IV* до положения *V* остаточный магнетизм упадет до нуля (точка *6*), после чего магнитный поток изменит свое направление и вновь возрастет до максимальной величины (точка *7*), чему соответствует поворот ротора от начального положения на 180°. При дальнейшем вращении ротора все описанные явления повторятся.

Таким образом, при вращении ротора магнитный поток Φ_0 в сердечнике трансформатора будет переменным как по направлению, так и по величине и за один оборот ротора он изменит четыре раза свое направление и четыре раза свою величину от нулевого значения до максимума.

Если участок поворота ротора от 0 до 45° разделить пополам, то за первую половину, равную углу 22°30′, магнитный поток в сердечнике уменьшится на величину *Б*, за вторую половину —

---

[1] Гистерезисом называется отставание намагничивания от роста намагничивающей силы и отставание размагничивания от убывания намагничивающей силы.

22°30′ — на величину В, а затем за 2° поворота ротора от нейтрального положения до полного размагничивания магнитный поток уменьшится на величину Г. Отсюда становится ясным, что магнитный поток изменяет свою величину неравномерно. Наибольшая скорость его изменения соответствует моменту перемены направления. Когда магнитный поток в сердечнике имеет максимальную величину, скорость его изменения равняется нулю, так как в рассматриваемый момент за небольшой угол поворота ротора число магнитных силовых линий в сердечнике остается почти постоянным. За один оборот ротора скорость изменения величины магнитного потока в сердечнике четыре раза будет равняться нулю и четыре раза достигнет наибольшей величины.

Работа магнето при постоянно разомкнутой первичной цепи

Этот случай возможен только при неисправности системы зажигания, вызванной или попаданием масла на контакты прерывателя, или их окислением и механическим повреждением, или, наконец, обрывом первичной цепи.

Выше было установлено, что вращение ротора вызывает изменение магнитного потока в сердечнике трансформатора. Так как на сердечнике имеются две обмотки — первичная и вторичная, то на основании закона электромагнитной индукции в них должны индуктироваться электродвижущие силы.

Если в первичной обмотке имеется w_1 витков, а во вторичной w_2, то соответствующие индуктированные ЭДС в обмотках относятся как число витков:

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{w_2}{w_1} = K,$$

где отношение $\frac{w_2}{w_1}$ называется коэффициентом трансформации. Если, например, число витков в первичной обмотке равно $w_1 = 165$, а во вторичной обмотке $w_2 = 12\,000$, то коэффициент трансформации равен

$$K = \frac{w_2}{w_1} = \frac{12\,000}{165} \approx 73.$$

Так как скорость изменения магнитного потока при различных положениях ротора различна, то и величина индуктированной ЭДС в соответствующие моменты времени будет различной. В момент, когда скорость изменения магнитного потока больше, индуктированные ЭДС в обмотках также будут больше.

На рис. 145 нанесены в зависимости от положения ротора рассмотренные нами выше изменения магнитного потока Φ_0 и индуктированной этим потоком электродвижущей силы E.

Рис. 145. Изменение магнитного потока Φ_0 и индуктированной этим потоком ЭДС

Когда магнитный поток в сердечнике достигает максимального значения (точка *1*), скорость его изменения равна нулю и индуктированная ЭДС тоже равна нулю (точка *2*). При максимальной скорости изменения магнитного потока (точка *3*) значение ЭДС также максимально (точка *4*). Это соответствует повороту ротора на 2—4° от нейтрального положения. При дальнейшем повороте ротора ЭДС уменьшается, становится равной нулю при $\alpha = 90°$ (т. е. когда Φ_0 максимально), после чего ЭДС изменяет свое направление и вновь достигает наибольшей величины, когда скорость изменения магнитного потока становится максимальной.

За один оборот ротора индуктированная ЭДС в обмотках четыре раза достигает максимального значения, четыре раза падает до нуля и четыре раза меняет свое направление. Характер изменения ЭДС во вторичной обмотке будет таким же, как и в первичной, так как эти обмотки находятся под воздействием одного и того же магнитного потока, причем максимальная величина ЭДС во вторичной обмотке будет больше, чем в первичной, во столько раз, во сколько раз число витков w_2 больше числа витков w_1.

При постоянно разомкнутой первичной обмотке и скорости вращения ротора 1000 *об/мин* максимальная величина ЭДС в первичной обмотке достигает 25—30 *в*.

Зная величину ЭДС первичной обмотки и коэффициент трансформации, можно определить ЭДС вторичной обмотки:

$$E_2 = E_1 K = 30 \cdot 73 = 2190 \text{ в}.$$

Этой величины ЭДС недостаточно для образования искрового разряда между электродами свечи.

Работа магнето при постоянно замкнутой первичной цепи

Работа магнето при постоянно замкнутой первичной цепи возможна в следующих случаях:

1) при выключенном магнето, т. е. при положении рукоятки переключателя на нуле;

2) при пробитии конденсатора;

3) при неисправности прерывателя (замкнутые контакты).

До сих пор было рассмотрено изменение магнитного потока в сердечнике трансформатора, создаваемое ротором. На самом же деле при работе магнето кроме этого магнитного потока может создаваться и другой. Источником второго магнитного потока будет первичная обмотка (при прохождении через нее электрического тока).

Если при вращении ротора замкнуть первичную цепь, то в ней под действием индуктированной ЭДС потечет переменный по направлению электрический ток *I*. Величина этого тока в

каждый момент зависит от величины ЭДС и сопротивления первичной цепи. Вследствие этого в первичной цепи возникает ЭДС самоиндукции, в результате чего максимальное значение силы тока не совпадает с максимальным значением ЭДС первичной обмотки (рис. 146). Максимум силы тока I_i (точка 2) отстает от максимума ЭДС первичной обмотки (точка 1) и наступает примерно при 12—14° поворота ротора от нейтрального положения.

При прохождении переменного тока по первичной обмотке в сердечнике возникает переменный магнитный поток Φ_i

Рис. 146. Изменение силы тока в первичной обмотке за полоборота ротора

(рис. 147), характер изменения которого соответствует изменению силы тока I_i в первичной цепи (см. рис. 146). За один оборот ротора этот магнитный поток Φ_i четыре раза имеет максимальное значение и четыре раза равен нулю.

Магнитный поток ротора Φ_0 и магнитный поток Φ_i, созданный током первичной цепи, существуют одновременно, и поэтому в сердечнике они создадут какой-то результирующий магнитный поток $\Phi_р$, который равен алгебраической сумме двух магнитных потоков Φ_0 и Φ_i.

В результате этого сложения общий магнитный поток в сердечнике будет изменяться по закону, выраженному на рис. 147 кривой $\Phi_р$.

Искажение магнитного потока ротора Φ_0 магнитным потоком Φ_i, созданным первичной обмоткой, называется **реакцией якоря** (трансформатора).

Результирующий магнитный поток $\Phi_р$ за один оборот ротора также четыре раза меняет свое направление и четыре раза меняет свою величину от нулевого значения до максимума.

Нулевое значение результирующего магнитного потока $\Phi_р$ наступает при повороте ротора на угол 12—14° от нейтрального положения (точка *2*), что соответствует максимальному значению силы тока в первичной цепи. В этот момент магнитный поток, создаваемый в сердечнике первичной обмотки (точка *1*), и магнитный поток от ротора (точка *3*) равны по величине, но прямо противоположны по направлению и взаимно уничтожаются.

Рис. 147. Изменение магнитных потоков Φ_0, Φ_i и $\Phi_р$ за полоборота ротора

Скорость изменения результирующего магнитного потока, однако, недостаточна для получения во вторичной цепи ЭДС, способной создать искровой разряд между электродами свечи. Поэтому и при постоянно замкнутой первичной цепи магнето не работает.

Рабочий процесс магнето

Этот процесс заключается в том, что первичная цепь при вращении ротора периодически размыкается и замыкается прерывателем. Момент размыкания контактов прерывателя должен совпадать с моментом максимального значения силы тока[1] в первичной обмотке, а следовательно, и с моментом нулевого значения результирующего магнитного потока, так как только

[1] В магнето типа БСМ автомат опережения позволяет размыкать контакты в момент максимальной силы тока в первичной обмотке независимо от угла опережения зажигания.

при этом условии индуктированная ЭДС вторичной цепи достигает наибольшей величины.

Характер изменения магнитного потока в сердечнике трансформатора в этом случае изображен на рис. 148 сплошной линией, где точки A_2 и A_4 соответствуют моментам размыкания первичной цепи, а точки $Б_1$ и $Б_2$ — моментам замыкания ее.

В момент прерывания первичного тока магнитный поток, созданный первичной обмоткой, исчезает, так как его существование определяется наличием тока в первичной цепи. При этом магнитный поток в сердечнике резко изменяется от величины Φ_p,

Рис. 148. Изменение магнитного потока Ф при рабочем процессе магнето

равной нулю (точка A_2) при замкнутой первичной цепи, до величины Φ_o, равной отрезку A_2B_1 при разомкнутой первичной цепи.

Сравнивая характер изменения величины магнитного потока в сердечнике при рабочем процессе (сплошная кривая) с характером изменения его при постоянно разомкнутой первичной цепи (кривая Φ_o) или при постоянно замкнутой первичной цепи (кривая Φ_i), можно убедиться, что в момент прерывания первичного тока скорость изменения магнитного потока в сердечнике гораздо выше, чем в любой другой момент при постоянно разомкнутой или замкнутой первичной цепи.

В самом деле, при постоянно разомкнутой первичной цепи магнитный поток в сердечнике возрастает от нуля (точка A) до величины A_2B_1 за угол поворота ротора $\sim 10°$, соответствующий на чертеже отрезку AA_2, тогда как при размыкании первичной цепи (точка A_2) магнитный поток возрастает от нуля до той же величины A_2B_1 почти мгновенно.

Таким образом, основное назначение размыкания первичной цепи состоит в том, чтобы увеличивать скорость изменения магнитного потока Φ_o в сердечнике трансформатора. Иначе пришлось бы добиваться повышения ЭДС увеличением числа витков, что нерационально.

Необходимо отметить, что несвоевременное размыкание первичной цепи сильно влияет на величину индуктированной ЭДС. Если прерывание первичного тока произвести позже, т. е. не в точке A_2 при $\Phi_p = 0$, а в точке A_3 при Φ_p, равном отрезку A_3K, то изменение величины магнитного потока в сердечнике от A_3K до A_3K_1 будет меньше значения A_2B_1, которое оно имеет при размыкании в момент $\Phi_p = 0$.

Если же прерывание первичного тока произвести раньше, чем наступит момент $\Phi_p = 0$, т. е. не в точке A_2, а в точке A_1, то изменение магнитного потока в сердечнике от Φ_p до Φ_o (отрезок K_2K_3) будет еще меньше.

Уменьшение величины изменения магнитного потока как в том, так и в другом случае приводит к снижению индуктированной ЭДС во вторичной цепи.

Из графика, приведенного на рис. 148, видно, что в магнето с четырехполюсным ротором за один его оборот (360°) создается четыре положения, два из которых показаны на рисунке (точки A_2 и A_4), при которых, размыкая контакты прерывателя, можно получить искровой разряд между электродами свечи, т. е. в четырехискровом магнето можно получить четыре размыкания за один оборот ротора.

В двухискровом магнето с четырехполюсным ротором производится два размыкания за один оборот ротора. В этом случае размыкание происходит с пропуском, т. е. через одно из тех положений ротора, при котором может произойти искровой разряд, и, следовательно, из четырех возможных искр за один оборот ротора используются только две.

Путь тока в первичной и вторичной цепях рассмотрим на принципиальной электрической схеме системы зажигания пятицилиндрового двигателя (рис. 149).

При замкнутых контактах прерывателя *1* ток низкого напряжения из первичной обмотки *2* поступает к прерывателю, а затем на массу, откуда по проводнику *3* возвращается в первичную обмотку. При перемене направления ток из первичной обмотки по проводнику *3* поступает на массу, а затем через прерыватель — в первичную обмотку.

В магнето с четырехполюсным ротором ток меняет свое направление четыре раза за один оборот ротора, следовательно (см. рис. 148), при первом размыкании ток имеет одно направление, а при следующем размыкании направление тока противоположное.

В двухискровом магнето с четырехполюсным ротором за счет пропусков в размыканиях каждое размыкание контактов проис-

ходит при одном и том же направлении тока — от неподвижного контакта (наковальни) к подвижному (молоточку). Для предохранения контактов от разрушения, вызываемого постоянным направлением тока, неподвижный контакт изготовляется из вольфрама, а подвижной — из платино-иридиевого сплава.

При замыкании выключателя *4* (см. рис. 149) ток из первичной обмотки *2* пройдет через него на массу, откуда по проводнику *3* он возвратится в первичную обмотку, вследствие чего

Рис. 149. Принципиальная электрическая схема системы зажигания:
1 — прерыватель; *2* — первичная обмотка; *3* — проводник; *4* — выключатель; *5* — конденсатор; *6* — вторичная обмотка; *7* — бегунок; *8* — распределитель; *9* — искровой зазор свечи

размыкание прерывателя не будет сопровождаться разрывом первичной цепи.

В случае пробития конденсатора *5* ток из первичной обмотки пройдет на массу через конденсатор, а затем по проводнику *3* — в первичную обмотку *2*; первичная цепь при этом остается также замкнутой.

При размыкании прерывателя ток высокого напряжения из вторичной обмотки *6* направляется к бегунку *7*, который при своем вращении замыкается с одним из контактов распределителя *8*. Пройдя контакт распределителя и искровой зазор *9* в свече, вторичный ток поступает на массу, а затем через проводник *3* и первичную обмотку *2* возвращается во вторичную обмотку *6*.

При перемене направления ток из вторичной обмотки поступает сначала в первичную, т. е. проходит по тому же пути, но в противоположном направлении.

§ 107. КОНДЕНСАТОР

Назначение конденсатора в магнето состоит в том, чтобы при размыкании контактов прерывателя как можно быстрее прекратить ток в первичной цепи. При размыкании контактов в цепи первичного тока возникает экстраток размыкания, направленный в ту же сторону, что и размыкаемый первичный ток. В результате этого напряжение на контактах прерывателя повышается и при малом зазоре между ними возникает дуговой разряд. Вследствие этого ток в первичной цепи не прекращается одновременно с размыканием контактов, что снижает величину ЭДС, индуктированной во вторичной цепи.

Конденсатор, включенный параллельно контактам, устраняет возможность возникновения разряда между ними. Так как размыкание контактов происходит не мгновенно, а за какой-то промежуток времени, то по мере их размыкания происходит зарядка конденсатора. За время зарядки конденсатора контакты размыкаются на величину, достаточную для того, чтобы сильно уменьшить возможность разряда между ними. Конденсатор заряжается до тех пор, пока напряжение его не станет равным напряжению первичной цепи. Во время зарядки конденсатора, в период размыкания контактов, ток в первичной цепи не прекращается.

Способность конденсатора накоплять в себе определенное количество электрической энергии, повышая свой потенциал до определенного уровня, называется электрической емкостью конденсатора.

Практически задача состоит в том, чтобы подобрать конденсатор такой емкости, при которой время его зарядки было бы несколько меньше времени, в течение которого возможен разряд на контактах в случае отсутствия конденсатора. С этой точки зрения лучшим является конденсатор малой емкости, с включением которого на контактах наблюдается очень незначительное искрение и ток в первичной цепи при размыкании контактов быстрее прерывается, а следовательно, магнитный поток Φ_i, созданный первичной обмоткой, быстро исчезает, что создает большую скорость изменения магнитного потока ротора в сердечнике трансформатора.

Необходимо отметить, что при последующей разрядке конденсатора создается ток, направленный в сторону, противоположную направлению тока, действовавшего в первичной обмотке в момент размыкания контактов. Ток, созданный разрядкой конденсатора, способствует более быстрому исчезновению магнитного потока Φ_i и тем самым значительно увеличивает индуктированную ЭДС во вторичной цепи.

Конденсатор, обладающий очень малой емкостью, снижает величину индуктированной ЭДС во вторичной цепи, так как за

время зарядки конденсатора контакты прерывателя не успеют разойтись на достаточное расстояние и между ними произойдет разряд.

§ 108. ВЕЛИЧИНА ЗАЗОРА МЕЖДУ КОНТАКТАМИ ПРЕРЫВАТЕЛЯ

Нормальный зазор между контактами прерывателя при полном их размыкании должен быть 0,25 ÷ 0,35 *мм*.

При уменьшении этого зазора понижается сопротивление воздушного промежутка между контактами, что создает возможность искрообразования и, как следствие этого, медленное исчезновение тока. Это, в свою очередь, уменьшает индуктированную ЭДС во вторичной цепи. Кроме того, искрение на контактах приводит к их окислению и, следовательно, к увеличению сопротивления при замыкании контактов, так как окись металла плохо проводит электрический ток.

Увеличение зазора вызывает, во-первых, механическое расклепывание контактов, а во-вторых, уменьшает ЭДС во вторичной цепи, так как при увеличенном зазоре уменьшается время нарастания силы тока за счет уменьшения времени, в течение которого контакты находятся в сомкнутом состоянии. При уменьшении силы тока в первичной обмотке уменьшается магнитный ток Φ_i и, следовательно, скорость изменения магнитного потока ротора в сердечнике трансформатора.

§ 109. КОНСТРУКЦИЯ МАГНЕТО ТИПА БСМ

Магнето типа БСМ (рис. 150) состоит из следующих основных деталей и узлов: корпуса магнето *1*, передней крышки *2*, задней крышки *3*, трансформатора *4*, ротора с автоматом опережения зажигания *5*, распределителя *6*, экрана *7* и верхней крышки *8*.

Корпус магнето *1* отлит из алюминиевого сплава, являющегося немагнитным материалом. В тело корпуса залиты два полюсных башмака *9*, набранных (в целях уменьшения кольцевых паразитных токов) из тонких штампованных листов электротехнической стали, изолированных лаковым покрытием. Полюсные башмаки имеют расточку, обеспечивающую требуемый зазор между ними и ротором. По торцам корпус имеет две расточки для посадки крышек.

Передняя крышка *2* отлита также из алюминиевого сплава и имеет треугольный фланец с тремя овальными окнами под болты, крепящие магнето к двигателю (кроме магнето БСМ-5 и БСМ-12, которые крепятся к двигателю на специальных горизонтальных площадках). Овальные окна крышки дают возможность поворачивать магнето в пределах 10°, что облегчает регулировку момента зажигания. На крышке выбита стрелка, указывающая направление вращения ротора. В центральное отверстие крышки запрессована обойма переднего шарикоподшипника *10* вала ро-

тора. Перед запрессовкой обоймы в крышку укладываются промасленные кольца из фетра *11* для смазки шарикоподшипника.

Задняя крышка *3* также отлита из алюминиевого сплава. В нее запрессована обойма заднего шарикоподшипника *12* вала

Рис. 150. Магнето БСМ-12:

1 — корпус магнето; *2* — передняя крышка; *3* — задняя крышка; *4* — трансформатор; *5* — ротор с автоматом опережения зажигания; *6* — распределитель; *7* — экран; *8* — верхняя крышка; *9* — полюсные башмаки; *10* — передний шарикоподшипник вала ротора; *11* — фетровые кольца; *12* — задний шарикоподшипник вала ротора; *13* — пластина; *14* — винты (см. рис. 151); *15* — эбонитовая втулка; *16* — текстолитовая шестерня; *17* — кулачковая шайба; *18* — бегунок; *19* — пусковое кольцо; *20* — рабочий электрод; *21* — пусковой электрод; *22* — баланс; *23* — угольный пружинный контакт; *24* — рычаг; *25* — пластинка; *26* — ленточная пружина (позиции *24*, *25*, *26*, см. на рис. 151); *27* — сухарь; *28* — ось (см. на рис. 151); *29* — эксцентрик; *30* — винты; *31* — упор; *32* — эксцентрик; *33* — масленка (позиции *30*, *31*, *32*, *33* см. на рис. 151); *34* — стержень; *35* и *36* — контакты; *37* — сердечник; *38* — первичная обмотка; *39* — вторичная обмотка; *40* — конденсатор; *41* — начало первичной обмотки, припаянной к сердечнику; *42* — барет; *43* — начало вторичной обмотки, соединенной с концом первичной обмотки; *44* — клемма; *45* — проводник; *46* — пусковой контакт; *47* — латунная пластинка; *48* — винты; *49* — шестерня ротора

ротора. На задней крышке смонтированы следующие узлы и детали магнето:

— эксцентриковая втулка, установленная в расточке задней крышки (на схеме не видна);

— пластина *13*, закрепленная двумя винтами *14* (см. рис. 151);

— эбонитовая втулка *15*.

В эксцентриковой втулке установлены два шариковых подшипника с валиком, на одном конце которого закреплена текстолитовая шестерня *16*, а на другом — кулачковая шайба *17*, имеющая число кулачков, равное числу цилиндров двигателя. С торцом кулачковой шайбы соединен тремя винтами бегунок *18*. Таким образом, текстолитовая шестерня, кулачковая шайба и бегунок сидят на одном валике и получают вращение от шестерни ротора *49* с числом оборотов, равным половине числа оборотов коленчатого вала. Поворачивая эксцентриковую втулку, можно регулировать зазор между зубьями шестерен.

Бегунок *18*, изготовленный из эбонита, имеет пусковое кольцо *19*, два электрода — рабочий *20* и пусковой *21*, расположенные в плоскости вращения бегунка под углом примерно 40° друг к другу. Рабочий электрод по направлению вращения, указанному стрелкой на балансе *22*, расположен первым и соединен в центре бегунка с угольным пружинным контактом *23*.

Пусковой электрод расположен по направлению вращения вторым и соединен с пусковым кольцом *19*.

Рис. 151. Пластина задней крышки с прерывателем:

13 — пластина; *14* — винты; *24* — рычаг; *25* — пластинка; *26* — ленточная пружина; *27* — сухарь; *28* — ось; *29* — эксцентрик; *30* — винты; *31* — упор; *32* — эксцентрик; *33* — маслеика

Пластина *13* (рис. 151) служит для установки прерывателя, состоящего из следующих деталей: рычага *24* с подвижным контактом (молоточком), изолированным от массы двигателя; пластинки *25* с неподвижным контактом (наковальней), установленным на стойке и связанным с массой двигателя; ленточной пружины *26* и бронзового сухаря *27*, изолированных от массы двигателя. Прерыватель для магнето левого вращения расположен слева (если смотреть со стороны распределителя), а для магнето правого вращения — справа.

Рычаг *24* и пластинка *25* установлены на общей оси *28*, закрепленной на пластине *13*. Пластинка *25* имеет на своем конце вилку, в которой помещается головка эксцентрика *29*. При вращении эксцентрика пластинка *25* вращается на оси *28* относительно рычага *24*, что позволяет изменять зазор между контактами прерывателя при их размыкании. После установки зазора пластинка *25* закрепляется на пластине *13* винтами *30*.

Размыкание контактов производится кулачковой шайбой при набегании ее выступов на текстолитовый упор *31*, укрепленный на рычаге *24*. Замыкание контактов происходит под действием пружины *26*, соединенной одним концом с рычагом *24*, а другим — с сухарем *27*.

Начало размыкания контактов прерывателя при определенном положении ротора (12—14° поворота ротора от нейтрального положения) достигается изменением положения пластины *13* относительно кулачковой шайбы, что осуществляется путем вращения эксцентрика *32*, входящего в паз пластины.

Пластина *13* крепится к корпусу задней крышки двумя винтами *14*. Установку пластины *13* производят на заводе, изготовляющем магнето.

Выступы кулачковой шайбы смазываются промасленным фетром, находящимся в масленке *33*, установленной на пластине *13*. Наличие смазки проверяется прикладыванием папиросной бумаги к выступам кулачковой шайбы; промасливание бумаги указывает на наличие смазки.

В эбонитовой втулке *15* (см. рис. 150) помещается вывод высокого напряжения, представляющий собой стержень *34*, изолированный многослойным шелком. Один конец стержня упирается в контакт *35* вывода вторичной обмотки. Для предотвращения разряда тока от контакта *35* на корпус верхней крышки втулка *15* имеет козырек. Другой конец стержня *34* упирается в пружинный контакт *36*, расположенный в гнезде распределителя.

Трансформатор состоит из сердечника *37*, первичной обмотки *38*, вторичной обмотки *39* и конденсатора *40*.

Сердечник склепан из тонких листов электротехнической стали, изолированных лаковым покрытием, и крепится при помощи скоб и винтов к полюсным башмакам. Непосредственно на сердечник наматывается первичная обмотка, состоящая из толстого (диаметром около 1 *мм*) медного эмалированного провода длиной 13,5 *м* и имеющая пять рядов по 33 витка в каждом; общее число витков — 165 с сопротивлением 30 *ом*. Начало обмотки *41* припаяно к сердечнику, а конец выведен к барету *42*.

Вторичная обмотка состоит из тонкого (диаметром 0,08 *мм*) медного эмалированного провода длиной 1600 *м* и имеет 30 рядов по 400 витков в каждом; общее число витков 12 000 с сопротивлением 8000 *ом*. Начало обмотки *43* соединено с концом первичной обмотки, а конец выведен к контакту *35*. Таким образом, первичная и вторичная обмотки соединены последовательно.

Конденсатор *40* помещается между первичной и вторичной обмотками и состоит из двух слоев алюминиевой фольги, изолированных один от другого пролакированной бумагой. Концы обкладок конденсатора припаяны к тем же точкам, что и концы первичной обмотки, т. е. конденсатор включен в цепь парал-

лельно прерывателю. С боков трансформатор защищен гетинаксовыми щеками, а сверху — бандажом из изоляционной ткани.

Барет *42* представляет собой латунную пластину с пружинным контактом, соединенным с клеммой *44*, смонтированной на верхней крышке. От клеммы *44* идет проводник к переключателю. Через проводник *45* барет соединяется с сухарем *27* прерывателя.

Ротор с автоматом опережения зажигания в собранном виде и его детали показаны на рис. 152. Он состоит из валика *1*, собственно ротора *2*, центробежного автомата опережения зажигания *3* и двух шариковых подшипников — переднего *4* и заднего *5*.

Рис. 152. Детали ротора магнето:

1 — валик; *2* — ротор; *3* — автомат опережения зажигания; *4* — передний шариковый подшипник; *5* — задний шариковый подшипник; *6* — резьба; *7* — конус; *8* — основание автомата опережения зажигания; *9* — втулка ротора; *10* — постоянный магнит; *11* — полюсные наконечники; *12* и *13* — пластины; *14* — гайка; *15* — обойма; *16* — шестерня; *17* — центробежные грузики; *18* — плоская пружина

Валик ротора *1* в передней части имеет резьбу *6* под гайку крепления муфты привода, конус *7* со шпонкой для посадки муфты и пять цилиндрических поясов, на которые насажены передний шариковый подшипник *4*, основание автомата опережения зажигания *8*, втулка ротора *9* и задний шариковый подшипник *5*.

Ротор представляет собой постоянный магнит *10*, отлитый из железо-никель-алюминиевого сплава и имеющий форму пустотелого цилиндра; он помещается внутри полюсных наконечников *11*. Полюсные наконечники, набранные из листов электротехнической стали и изолированные друг от друга лаковым покрытием, закрепляются между двумя пластинами — передней *12* и задней *13* — при помощи заклепок. Собранный ротор напрессовывается на втулку *9* и закрепляется на ней стяжной гайкой *14*, а затем устанавливается на валик *1*. От осевого перемещения ротор фиксируется обоймой *15* заднего шарикового подшипника.

Пластины *12* и *13* и втулка *9* изготовлены из немагнитных материалов: передняя пластина — из нержавеющей стали, задняя пластина и втулка — из бронзы.

На задний шлицевой конец втулки *9* с натягом устанавливается цилиндрическая шестерня *16*. На торце шестерни нане-

сена риска, служащая для правильного сцепления шестерни при сборке, и буквы П или Л, указывающие направление вращения ротора (правое или левое).

Роторы правого и левого вращения отличаются сборкой автомата и своей полярностью: у ротора правого вращения против метки на шестерне расположен северный полюс магнита, у ротора левого вращения — южный полюс.

Автомат опережения зажигания служит для автоматического изменения момента искрообразования. Он смонтирован в одном узле с ротором и состоит из основания автомата *8*, жестко посаженного на валик *1*, и двух пар шарнирно связанных между собой центробежных грузиков *17*, соединенных плоскими пружинами *18*. Один грузик каждой пары посажен на ось основания *8*, другой — на ось передней пластины *12*.

Рис. 153. Схема работы автомата опережения зажигания

Так как ротор сидит на валике свободно, то вращение ротору от валика передается через основание при помощи центробежных грузиков.

Автомат работает следующим образом (рис. 153).

При малых оборотах двигателя грузики прижаты к плоским пружинам и весь узел ротора вращается как одно целое. На схеме этому моменту соответствует положение грузиков *А*, сидящих на осях основания автомата, и грузиков *Б*, сидящих на осях ротора.

При увеличении числа оборотов грузики под влиянием центробежных сил расходятся и занимают положение *А'* и *Б'*, изгибая плоские пружины. При изгибе плоских пружин уменьшается расстояние между осями, на которых сидят грузики *А* и *Б*, вследствие чего ротор повертывается на угол α в сторону вращения. Так как ротор жестко связан с шестерней *16* (см. рис. 152), то поворот этой шестерни на угол α относительно валика, сцепленного через передачу с двигателем, приводит к повороту кулачковой шайбы в направлении вращения, чем и достигается более раннее размыкание контактов прерывателя.

Угол смещения ротора относительно валика лежит в пределах $\alpha = 23 \div 27°$ и указан на корпусе задней крышки магнето. Начало работы автомата — при 600—900 *об/мин*, конец — при 1700—2000 *об/мин*.

Распределитель *6* (см. рис. 150) изготовлен из эбонита и имеет число рабочих электродов, равное числу цилиндров данного двигателя, и, кроме того, два контакта — пусковой *46* и угольный *23*.

Угольный контакт латунной пластинкой *47* соединен с пружинным контактом *36*. Пусковой контакт распределителя соединяется с проводником, помещенным в гнездо, обозначенное буквой П (пусковой).

Проводники, помещенные в гнезда распределителя, крепятся при помощи остроконечных контактных винтов *48*. Проводник гнезда, отмеченного цифрой 1, считается первым; счет остальных идет от этого проводника по порядку в направлении, указанном стрелкой на распределителе, в зависимости от направления вращения бегунка.

Экран *7* отлит из алюминиевого сплава и служит для экранирования магнето, крепления распределителя к задней крышке и защиты его от повреждений.

Верхняя крышка *8* отлита из алюминиевого сплава и служит для экранирования магнето и предохранения трансформатора от повреждений.

§ 110. ПУСКОВАЯ КАТУШКА

Для получения тока высокого напряжения при запуске двигателя применяется пусковая катушка. Пусковая катушка удобна в обращении и дает в секунду 120—200 искр большой интенсивности. Пусковая катушка не является источником тока, а представляет собой трансформатор, который преобразует постоянный электрический ток низкого напряжения в пульсирующий ток высокого напряжения (15 000—18 000 *в*). В качестве источника постоянного тока низкого напряжения, питающего пусковую катушку, используется обычный самолетный аккумулятор напряжением не ниже 24 *в*, включаемый в первичную обмотку пусковой катушки.

Пусковая катушка (рис. 154) состоит из двух основных частей — трансформатора и вибратора, смонтированных в одном корпусе *1*.

Трансформатор пусковой катушки по своему устройству аналогичен трансформатору магнето. Он имеет железный сердечник *7*, набранный из отдельных изолированных друг от друга проволочек (с целью уменьшения вредного действия кольцевых токов). На сердечник намотаны первичная обмотка, конденсатор и вторичная обмотка.

Первичная обмотка состоит из 250 витков медного эмалированного провода диаметром около 0,7 *мм*. Один конец ее через зажим *13* соединен с пружинным контактом *5* вибратора, а другой — зажимом *12* с внешним проводом, соединенным с клеммой «+» аккумулятора.

Конденсатор *11* ленточного типа имеет то же назначение, что и в магнето. Он включен параллельно первичной обмотке и вибратору.

Вторичная обмотка из медного эмалированного провода диаметром 0,09 *мм* имеет 9000 витков. Один конец ее *10* соединен с пластиной *9*, замыкающейся на корпус *1* (массу), а другой конец — с выводом *8*, по которому ток высокого напряжения из обмотки отводится на зажим П распределителя *14* магнето.

Рис. 154. Схема зажигания от пусковой катушки:

1 — корпус; *2* — латунная пластина; *3* — болт; *4* — винт; *5* — контакт; *6* — карболитовый изоляционный корпус; *7* — железный сердечник; *8* — вывод; *9* — пластина; *10* — конец вторичной обмотки; *11* — конденсатор; *12* и *13* — зажимы; *14* — распределитель; *15* — бегунок

Трансформатор залит в карболитовый изоляционный корпус *6* так, что конец сердечника *7*, обращенный в сторону вибратора, выступает наружу.

Вибратор представляет собой автоматический электромагнитный прерыватель первичной цепи. Один его контакт *5* укреплен на плоской пружине, что обеспечивает вибрацию его при работе катушки, а другой контакт — на винте *4*, ввернутом в неподвижную латунную пластину *2* (основание). Винтом *4* производится регулировка зазора между контактами вибратора с таким расчетом, чтобы сила тока в первичной обмотке была равна 1,4—1,5 *а* при напряжении на зажимах аккумулятора 24 *в*. Такая регулировка катушки обеспечивает наивыгоднейший момент размыкания

контактов вибратора. В пластину *2* ввернут болт *3*. К нему прикреплен провод, второй конец которого присоединен к зажиму «—» аккумулятора.

При необходимости получить от катушки ток высокого напряжения включают общий сетевой выключатель, нажимают на кнопку пусковой катушки и тем самым замыкают первичную цепь. Электрический ток от зажима «+» аккумулятора проходит через зажим *12*, витки первичной обмотки и зажим *13* на контакт *5* вибратора, откуда по винту *4* и латунной пластине *2* — во внешний провод, по которому возвращается через кнопку пусковой катушки, предохранитель и общий сетевой выключатель на зажим «—» аккумулятора.

Магнитное поле, созданное током в первичной обмотке, намагничивает сердечник катушки, вследствие чего пружина контакта *5* притягивается к сердечнику, размыкая первичную цепь. Магнитный поток в катушке падает, и пружина с контактом отходит от сердечника, замыкая первичную цепь. Процесс повторяется до тех пор, пока кнопка пусковой катушки удерживается в нажатом положении.

При замыкании и размыкании первичной цепи магнитное поле будет то возникать, то исчезать. Магнитные линии поля первичной обмотки будут пересекать вторичную обмотку, вследствие чего в ней будет индуктироваться пульсирующий ток высокого напряжения, интенсивность которого повышается наличием конденсатора.

Ток высокого напряжения по выводу *8* и внешнему проводу подводится к пусковому электроду распределителя *14*. От пускового электрода ток проходит через медное кольцо на пусковой электрод бегунка *15* и далее через пусковой электрод распределителя и внешние провода к свечам. Ток высокого напряжения, пройдя через искровой зазор свечи, поступает на массу двигателя, а затем через корпус *1* пусковой катушки и пластину *9* на вторичную обмотку *10*.

При запуске двигателя пусковая катушка включается в работу после того, как винт сделает 1—2 оборота. Длительное нажатие на кнопку (более 10—12 секунд без перерыва) недопустимо, так как вследствие высокого напряжения тока возможно пробитие изоляции вторичной обмотки и образование короткого замыкания, отчего катушка сгорит.

§ 111. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВЕЧИ

Свеча является разрядником тока высокого напряжения, обеспечивающим получение искры для зажигания сжатой топливовоздушной смеси в цилиндре двигателя. Свеча ввертывается в головку цилиндра и включается последовательно в цепь высокого напряжения магнето.

Условия работы свечи чрезвычайно тяжелые, так как она должна безотказно действовать при напряжении 10 000—12 000 *в*, подвергаясь воздействию резко изменяющихся давлений и температуры газов, которая колеблется от 80—100° С при впуске до 2300—2500° С в период вспышки смеси.

Конструкция свечи для обеспечения ее бесперебойной работы должна удовлетворять следующим требованиям: быть достаточно прочной и герметичной, обладать высокими изоляционными свойствами, быть стойкой против газовой коррозии и обгорания электродов, противостоять нагарообразованию и отложению копоти на электродах и изоляторе.

Рис. 155. Авиационная свеча со слюдяной изоляцией:

1 — центральный электрод; *2* — боковые электроды; *3* — нижний конус изолятора; *4* — стержень; *5* — корпус; *6* — медная прокладка; *7* — конусная втулка; *8* — ниппель; *9* — втулка; *10* — изоляционная трубка; *11* — верхний цилиндр; *12* — стальная шайба; *13* — изоляционная трубка; *14* — экран; *15* — пружина; *16* — втулка; *17* и *18* — шайбы; *19* — гайка; *20* — угольник; *21* — коническая резиновая шайба; *22* — футерка; *23* — гайка

Кроме того, рабочие температуры свечи на всех режимах должны находиться в определенных пределах.

Авиационная свеча со слюдяной изоляцией состоит из трех основных частей (рис. 155): корпуса, изолятора и экрана.

Корпус *5* стальной, в нижней части имеет наружную резьбу для ввертывания свечи в цилиндр двигателя, а в верхней части — внутреннюю резьбу для установки экрана *14* и крепления изолятора. В расточку нижней части корпуса вставляются и припаиваются боковые электроды *2* из жароупорной стали. Для ввертывания свечи в цилиндр корпус имеет наружный шестигранник (под ключ).

Изолятор состоит из стержня *4*, ниппеля *8* и набранных из слюдяных шайб нижнего конуса *3* и верхнего цилиндра *11*.

К нижнему торцу стержня *4* приварен центральный электрод *1* из нержавеющей стали. На стержень *4* надета изоляционная трубка *10*, свернутая из слюдяных листов. Поверх трубки (внизу) надеты слюдяные шайбы, образующие нижний конус изолятора *3*. Выше нижнего конуса изолятора ставится ниппель *8*. Для уплотнения ниппеля *8* ставится медная конус-

ная втулка *7*, которую обжимает стальная конусная втулка *9*, запрессованная в ниппель. Для бо́льшей герметичности под втулку *9* кладется специальная мастика. Слюдяные шайбы, надетые на изоляционную трубку *10*, образуют верхний цилиндр *11* изолятора, а стальная шайба *12* и развальцованный верхний конец стержня *4* представляют собой контактную головку.

Собранный изолятор вставляется в корпус свечи и закрепляется в нем затяжкой экрана *14*; предварительно под ниппель *8* кладется медная прокладка *6*.

Экран *14* стальной, имеет внутри изоляционную трубку *13*, свернутую из слюдяных листов. Для предохранения изоляции от повреждения в верхней части экрана завальцован латунный обод. В нижней части экрана имеется шестигранник для ключа и резьба для соединения экрана с корпусом *5*. Резьба в верхней части экрана служит для присоединения угольника свечи.

Для соединения провода, идущего от магнето, со свечой служат угольник и контактное устройство. В это устройство входят следующие детали: контактная пружина *15*, втулка из пластмассы *16*, резиновая шайба *17*, текстолитовая шайба *18*, гайка угольника *19*, угольник *20*, коническая резиновая шайба *21*, футерка *22* и гайка *23* экрана провода.

Для нормальной работы свечи необходимо, чтобы температура электродов была в пределах 550 ÷ 650° С. При этой температуре замасливания свечи не происходит, так как масло, попадающее на электроды и нижнюю часть изолятора, сгорает (происходит так называемое самоочищение свечи).

Температура нижней части изолятора и центрального электрода зависит от теплопроводности материала и длины конуса изолятора, от массивности центрального электрода и его длины: чем длиннее конус изолятора, тем медленнее он охлаждается и тем выше его температура.

По своей тепловой характеристике свечи подразделяются на «горячие», «средние» и «холодные».

Свечи подбираются для каждого типа двигателя в зависимости от его степени сжатия ε, числа оборотов в минуту n и наддува p_k.

Одна и та же свеча, установленная на двигателях с различным тепловым режимом работы, в одном случае будет перегреваться, в другом случае — излишне охлаждаться.

Для двигателя с наддувом, большим числом оборотов и высокой степенью сжатия необходима «холодная» свеча и, наоборот, для двигателя без наддува, с малым числом оборотов и небольшой степенью сжатия (например, двигатель М-11) необходима «горячая» свеча. Применение свечей не по назначению может дать при слишком «горячей» свече калильное зажигание, т. е. зажигание смеси от ее раскаленных электродов, а не от электрической искры.

В случае же постановки на двигатель «холодной» свечи происходит замасливание ее электродов и отказ в работе.

Работа свечи заключается в следующем. От магнето ток высокого напряжения по проводу подводится к свече цилиндра. Пройдя контактное устройство угольника и центральный стержень изолятора свечи, ток попадает на центральный электрод *1* (см. рис. 155). С центрального электрода свечи ток через воздушный зазор (равный 0,25 ÷ 0,35 *мм*) попадает на боковые электроды, в результате чего между электродами проскакивает искра, способная воспламенить топливовоздушную смесь.

Рис. 156. Авиационная свеча с керамической изоляцией:

1 — корпус; *2* — центральный электрод; *3* — керамическая изоляция; *4* — цементный раствор; *5* — силиманит; *6* — асбестовые прокладки

При работе двигателя зазоры между электродами свечи постепенно возрастают вследствие так называемой эрозии (разъедания электродов). Увеличение зазоров ведет к возрастанию пробивного напряжения и к снижению высотности зажигания (о высотности зажигания см. ниже).

Поэтому при эксплуатации свечей необходимо периодически проверять величину зазора.

В некоторых свечах, применяемых на мощных двигателях с большим наддувом, на центральный стержень надевается медная трубка, улучшающая теплоотвод от нижней части свечи к верхней, или же центральный стержень делают полым и затем заполняют веществом с высокой теплопроводностью.

Очень важную роль в свечах играют изоляторы. Нарушение изоляции выводит свечу из строя. Изоляторы должны обладать высокими изоляционными свойствами, причем свойства эти должны сохраняться при высоких температурах, в условиях которых работают свечи.

Исключительно тяжелые температурные условия работы свечей делают их одним из наиболее ненадежных элементов авиационного двигателя. Одним из средств увеличения надежности работы свечи является замена слюдяной изоляции керамической.

Керамическая изоляция более жаростойка и теплопроводна и обеспечивает лучшее охлаждение центрального электрода. На рис. 156 показана свеча с керамической изоляцией. Свеча неразъемная и состоит из корпуса *1* и центрального электрода *2*, имеющих керамическую изоляцию *3*. Уплотнение центрального электрода *2* и керамических изоляторов *3* осуществляется при

помощи специального цементного раствора *4*, силиманита *5* и асбестовых прокладок *6*.

Керамические изоляторы *3* закреплены в корпусе *1* развальцовкой его верхнего торца, зажимающего изоляторы.

Основным недостатком свечей с керамической изоляцией является большая сложность их изготовления и хрупкость керамики, вследствие чего они плохо переносят сотрясения и удары.

§ 112. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ

Включение и выключение зажигания и проверка работы магнето и свечей производятся при помощи переключателя, установленного в кабине летчика (рис. 157).

Рукоятка переключателя может занимать четыре положения: 0; 1; 2 и 1 + 2.

Соответственно положению рукоятки три подвижных контакта могут устанавливаться в четырех различных положениях относительно неподвижных контактов M_1 и M_2 переключателя.

Рис. 157. Схема работы переключателя:

а — оба магнето выключены; *б* — левое магнето включено, правое выключено; *в* — правое магнето включено, левое выключено; *г* — оба магнето включены

Контакт M_1 соединен с концом первичной обмотки левого магнето, а контакт M_2 — с концом первичной обмотки правого магнето. Все подвижные контакты переключателя соединены с массой.

При положении рукоятки переключателя на 0 (рис. 157, *а*) магнето выключены, так как их первичные цепи замкнуты на массу через контакты M_1 и M_2 и подвижные контакты переключателя. Когда рукоятка находится в положении 1 (рис. 157, *б*), левое магнето включено, а правое выключено. При положении рукоятки на 2 (рис. 157, *в*), наоборот, включено правое магнето и выключено левое. При положении рукоятки на 1 + 2 (рис. 157, *г*) оба магнето включены, так как контакты M_1 и M_2 разъединены с массой.

На самолете с двумя двигателями применяется сдвоенный переключатель, в корпусе которого смонтированы два совершенно самостоятельных переключателя — один для правого двигателя, другой — для левого.

Для одновременного выключения всех четырех магнето переключатель снабжен аварийной кнопкой, которая соединяет все первичные цепи с массой.

Аварийной кнопкой разрешается производить остановку двигателей только в случаях крайней необходимости (при авариях) и при периодических проверках действия кнопки (на земле). Для этого аварийную кнопку необходимо потянуть на себя, а после остановки двигателей, нажав на кнопку, вернуть ее в исходное положение.

§ 113. ПОРЯДОК ПРИСОЕДИНЕНИЯ ПРОВОДОВ К СВЕЧАМ

Провода, подводящие ток высокого напряжения от магнето к свечам, имеют порядковые номера, показывающие чередование искр.

Провод, обозначенный на распределителе магнето цифрой 1, присоединяется к свече того цилиндра, по которому производят установку магнето на двигателе. Остальные провода на распределителе, следующие по порядку в направлении вращения бегунка, присоединяются к свечам цилиндров соответственно порядку их работы.

Так, например, присоединение проводов к свечам цилиндров двигателя М-11 производится в такой последовательности:

Порядковый номер провода на распределителе	1—2—3—4—5
Порядок работы цилиндров двигателя	1—3—5—2—4

На двигателях АШ-82 провода присоединяются в такой последовательности:

Порядковый номер провода	1—2—3—4—5—6—7—8—9—10—11—12—13—14
Порядок работы цилиндров	5—14—9—4—13—8—3—12—7—2—11—6—1—10

В этом случае магнето устанавливается на двигатель по пятому цилиндру.

§ 114. СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

На рис. 158 показана принципиальная электрическая схема системы зажигания пятицилиндрового двигателя М-11 с пусковой катушкой.

Два магнето — левое и правое — обслуживают независимо друг от друга по одной свече в каждом цилиндре, причем левое магнето обслуживает передние свечи, а правое — задние.

К переключателю подведены провода от концов первичных обмоток: к контакту M_2 — от правого, к контакту M_1 — от левого магнето.

Положение рукоятки переключателя на 0 обеспечивает выключение обоих магнето, так как при этом концы первичных

обмоток обоих магнето соединяются с массой и ток в цепях низкого напряжения не прерывается.

При положении рукоятки переключателя на 1 левое магнето включено, т. е. первичная цепь его замыкается на массу только через прерыватель *а*, что соответствует рабочему процессу. Правое магнето остается выключенным, так как первичная цепь его попрежнему замкнута на массу через переключатель.

Рис. 158. Принципиальная электрическая схема системы зажигания пятицилиндрового двигателя

При положении рукоятки переключателя на 2 правое магнето включено, а левое выключено. В этом случае первичная цепь правого магнето замыкается на массу через прерыватель *б*.

Положение рукоятки на 1 + 2 соответствует включению обоих магнето, так как концы первичных обмоток отсоединены от массы и ток в цепях низкого напряжения прерывается.

Пусковая катушка питается током аккумулятора *в* через кнопку запуска *г* и присоединяется к распределителю одного из магнето. В данном случае ток высокого напряжения от пусковой катушки подведен к пусковому контакту *П* бегунка распределителя правого магнето.

На рис. 159 приведена принципиальная электрическая схема запуска на самолете с двумя двигателями, с установкой двух пусковых катушек на каждый двигатель. Катушки питаются

Рис. 159. Принципиальная электрическая схема запуска на самолете с двумя двигателями:

1 и *2* — пусковые кнопки; *3* — аккумулятор; *4* — амперметр; *5* — предохранитель; *6*, *7*, *9* и *10* — пусковые катушки; *8* — проводник; *11* — вольтметр; *12* — сдвоенный переключатель; *13* и *14* — вибраторы

током от аккумулятора, напряжение которого контролируется вольтметром *11*.

Для запуска левого двигателя нажимают на кнопку *1* пусковой катушки, тогда электрический ток аккумулятора от зажима «+» проходит через амперметр *4*, предохранитель *5*, контакты кнопки *1*, первичные обмотки пусковых катушек *6* и *7*, вибратор *14* и по проводнику *8* возвращается к зажиму «—» аккумулятора.

Для запуска правого двигателя нажимают на кнопку *2* вибратора, тогда электрический ток аккумулятора от зажима «+» проходит через амперметр *4*, предохранитель *5*, контакты кнопки *2*, первичные обмотки пусковых катушек *9* и *10* и возвращается к зажиму «—» аккумулятора.

Ток высокого напряжения от вторичных обмоток катушек подводится к пусковым контактам *П* на распределителях магнето левого и правого двигателей.

Для управления четырьмя рабочими магнето в первичные цепи их включен сдвоенный переключатель *12*.

Во время работы магнето вокруг проводников, по которым проходит переменный ток, возникает переменный магнитный поток, который возбуждает в проводниках радиоустановки самолета дополнительные токи, нарушающие нормальную работу

Рис. 160. Экранировка проводов высокого напряжения:
1 — коллектор проводов; *2* — проводник; *3* — экранирующая оплетка; *4* — контактное устройство свечи; *5* — свеча

радиоаппаратуры (появляется треск). Особенно сильно нарушается нормальная работа радиоаппаратуры при искрообразовании в свечах.

Для уничтожения этих помех на всех современных самолетах система зажигания экранируется, т. е. магнето, переключатель, пусковая катушка, свечи и все проводники заключаются в специальные металлические кожухи, изготовленные из немагнитных материалов (медь, алюминий).

Экраны проводников (рис. 160) выполняются или жесткими (трубки), или эластичными; последние ставятся там, где необходимо сохранить эластичность проводников. Для надежного действия экранировки необходимо, чтобы все экраны были очень хорошо электрически соединены с массой двигателя.

Действие экранировки заключается в том, что переменный магнитный поток Φ_1 (рис. 161), созданный током в проводниках зажигания, индуктирует в экранах переменную ЭДС, а так как экраны представляют собой замкнутую цепь, то в них возникает переменный ток. Переменный ток в цепи экранировки образует свое магнитное поле Φ_2. Если бы омическое сопротивление цепи, состоящей из экранов, равнялось нулю, тогда магнитный поток экранировки по величине равнялся бы магнитному потоку системы зажигания. Так как эти магнитные потоки направлены противоположно друг другу, то они взаимно уничтожались бы, и в этом случае полностью устранялись бы помехи в радиоустановках. В действительности же применяемая экранировка (в зависимости от материала) обладает определенным сопротивлением, и поэтому она лишь ослабляет действие магнитного потока системы зажигания на радиоустановки. При этом чем меньше будет омическое сопротивление экранировки, тем меньше будет помех в радиоустановках.

Рис. 161. Кривые магнитных потоков

В качестве материалов для экранировки применяют медь или алюминий, обладающие относительно небольшим омическим сопротивлением.

Следует отметить, что экранирование системы зажигания значительно снижает напряжение вторичной цепи. Это происходит вследствие того, что экранированная цепь системы представляет собой своеобразный конденсатор, у которого медная жила внутри провода, отделенная слоем изоляции от экрана, является как бы первой обкладкой, а сам экран — второй.

При прохождении электрического тока по проводу экранированная цепь заряжается подобно конденсатору, на что затрачивается некоторая доля электрической энергии, вырабатываемой магнето. Так как цепь системы зажигания имеет значительную длину, то емкость экрана также довольно велика, а поэтому напряжение вторичной цепи заметно снижается.

§ 115. ВЫСОТНОСТЬ СИСТЕМЫ ЗАЖИГАНИЯ

При полетах на большой высоте могут возникать перебои в работе системы зажигания, вызываемые случайными искровыми разрядами между элементами системы, находящимися под током высокого напряжения, и элементами, присоединенными к массе

двигателя, которая служит вторым проводом электрической цепи. Так как между любой токонесущей деталью цепи высокого напряжения и массой двигателя имеется значительная разность потенциалов, то во избежание разрядов электрического тока на массу все токонесущие детали должны иметь изоляцию высокого качества.

Для некоторых неизолированных деталей вторичной цепи изоляцией служит только воздушная среда, отделяющая эти детали от массы. На большой высоте возможность возникновения электрических разрядов обусловливается уменьшением плотности воздуха (в котором работает система зажигания), следствием чего является значительное понижение электрического сопротивления воздушных промежутков между токонесущими деталями и массой. Так, например, по опытным данным, для предупреждения электрических разрядов через воздушные промежутки в системе зажигания величина воздушных зазоров при работе на высоте 11 000 *м* должна быть примерно в четыре раза больше, чем при работе в наземных условиях.

Испытания одного из отечественных невысотных магнето типа БСМ, проведенные в ЦИАМ, показали, что при пробивном напряжении около 9000 *в* уже на высоте 7000 ÷ 8000 *м* искра проскакивала с рабочего электрода бегунка на предыдущий электрод распределителя, а не на тот, на который она должна была проскочить согласно требуемому порядку чередования искр. У магнето БСМ возможен также разряд с рабочего электрода бегунка на пусковой электрод, который соединен с массой через вторичную обмотку пусковой катушки, и, кроме того, не исключена возможность разряда с рабочего электрода бегунка на болты крепления магнето в моменты наибольшего приближения к ним при вращении бегунка. Возможны также и поверхностные разряды в корпусе свечи. Так, например, у экранированной свечи на большой высоте полета электрический разряд может произойти между контактной головкой и верхней частью экрана *14* (см. рис. 155).

Необходимо отметить, что уменьшение плотности воздуха на высоте ухудшает отвод тепла из внутренней полости магнето. Повышение температуры воздуха снижает его электрическое сопротивление, а следовательно, и величину напряжения, при котором возможен разряд на массу. Повышение температуры внутри магнето может привести к значительному снижению изоляционных свойств вторичной обмотки трансформатора и вызвать электрический разряд с обмотки на массу, в результате чего магнето откажет в работе.

В каждом магнето для каждой высоты существует свое допустимое напряжение, превышение которог вызывает разряд на массу в самом магнето вместо нормального разряда между электродами свечи. Чем больше высота, тем меньше сопротивление всех воздушных промежутков, отделяющих детали вторич-

ной цепи от массы, и тем меньше напряжение, при котором возможны разряды на массу.

В двигателях с большим наддувом и большой расчетной высотой возникают трудности в обеспечении нормальной работы системы зажигания на большой высоте полета по следующим причинам: с одной стороны, требуется высокое пробивное напряжение между электродами свечи из-за большой плотности топливовоздушной смеси в цилиндре, с другой стороны, — напряжение, при котором возможен разряд на массу, может оказаться ниже того напряжения, которое необходимо для разряда между электродами свечи, и тогда свеча работать не будет.

Высота, на которой наступают перебои в работе системы зажигания из-за электрических разрядов непосредственно на массу, помимо электродов свечи, называется высотностью системы зажигания.

Для обеспечения бесперебойной работы системы зажигания на больших высотах применяются два способа:

1) герметизация системы зажигания, заключающаяся в изолировании ее от атмосферы и создании в ней давления, превышающего давление в окружающей атмосфере;

2) конструирование специальных высотных агрегатов системы зажигания, обеспечивающих работу двигателя при малой плотности окружающей среды.

При установке на двигатель герметизированной системы зажигания магнето и свечи работают в атмосфере сжатого воздуха, непрерывно подводимого от нагнетателя. Для надежности работы такого магнето необходимо понижать температуру подводимого воздуха и тщательно фильтровать его, очищая от паров топлива, масла и влаги. В трубопроводе, подводящем воздух из нагнетателя к магнето, необходим обратный клапан, автоматически открывающийся в случае падения давления внутри системы ниже давления окружающей среды, что наблюдается при работе задросселированного двигателя.

При конструировании высотных агрегатов системы зажигания применяют мощную изоляцию токонесущих деталей и удаляют их на значительное расстояние друг от друга и от массы.

§ 116. МАГНЕТО ДЛЯ МНОГОЦИЛИНДРОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Так как все цилиндры двигателя должны завершить свою работу за два оборота коленчатого вала, то очевидно, что чем больше цилиндров имеет двигатель, тем больше искр должно давать магнето за два оборота вала. Увеличение числа искр для магнето, дающего определенное число размыканий за один оборот ротора, может быть получено только за счет увеличения передаточного числа от вала двигателя. Так, например, для четырехискрового магнето, рассмотренного нами выше, переда-

точное число к ротору должно составлять при 9, 12, 18 и 24 цилиндрах соответственно 1,125; 1,5; 2,25 и 3,0.

Для двигателя, делающего 2500 оборотов в минуту, число оборотов ротора составит соответственно 2812,5; 3750; 5625 и 7500 в минуту. При очень больших числах оборотов работа магнето становится ненадежной как вследствие снижения его механической прочности, так и вследствие неудовлетворительной

Рис. 162. Схема системы зажигания с восемнадцатиискровым магнето:
1 — магниты; *2* — трансформатор; *3* — промежуточный элемент; *4* — кулачковая шайба; *5* — бегунок; *6* и *7* — прерыватели; *8* — вибратор; *9* — пусковое реле; *10* — аккумулятор; *11* — кнопка пусковая; *12* — якорек; *13* — контакты; *14* — якорек; *15* — пружина; *16* — распределитель; *17* — свечи; *18* — конденсатор

работы механизма прерывателя. Поэтому для многоцилиндровых двигателей применяют магнето, обеспечивающие возможность получения бо́льшего числа искр за один оборот ротора. Принципиальная схема такого магнето, дающего 18 искр за один оборот ротора (рис. 162), рассматривается нами ниже.

Магнето включает в себя неподвижные магниты *1*, сердечник с обмотками (трансформатор) *2* и вращающийся промежуточный элемент *3* с девятью полюсами. На одном валу с элементом *3* жестко посажены кулачковая шайба *4* с девятью кулачками и бегунок *5* распределителя *16*.

Распределитель имеет 18 электродов, соответственно числу цилиндров, а бегунок — один электрод; за один оборот бегунка обслуживается 18 цилиндров двигателя. Это позволяет значительно уменьшить скорость вращения ротора, что улучшает электрическую характеристику магнето; кроме того, упрощается конструкция магнето и повышается его надежность в работе,

так как отпадает необходимость в шестеренчатой передаче внутри самого магнето (от ротора к бегунку).

Работа 18-искрового магнето происходит следующим образом.

В первичную цепь включены последовательно с некоторым смещением по порядку работы два прерывателя *6* и *7*, приводимые в действие кулачковой шайбой *4*. Кулачковая шайба при своем вращении производит по очереди размыкание прерывателей *6* и *7* через каждые 20° поворота, обеспечивая за один оборот 18 размыканий контактов.

Когда промежуточный элемент *3* находится в положении, указанном на схеме, магнитный поток в сердечнике трансформатора имеет максимальную величину и направлен по часовой стрелке. При повороте промежуточного элемента в направлении стрелки магнитный поток в сердечнике уменьшается до нуля, а затем, когда выступ промежуточного элемента, расположенный под северным полюсом (N) магнита, переместится под южный (S) и соответственно второй выступ переместится от южного полюса к северному, магнитный поток изменяет свое направление и снова возрастает до максимальной величины. Так будет происходить через каждые 20° поворота промежуточного элемента. Таким образом, за один оборот элемента *3* магнитный поток в сердечнике 18 раз изменит свою величину и направление, а кулачковая шайба произведет 18 размыканий и магнето даст 18 искр.

Так как 18 цилиндров двигателя проработают по одному разу за два оборота коленчатого вала (рабочий цикл), а магнето дает 18 искр за один оборот промежуточного элемента, то передаточное число к магнето от коленчатого вала должно быть

$$q = \frac{i}{2e} = \frac{18}{2 \cdot 18} = \frac{1}{2},$$

а не 2,25, как это должно было бы быть при четырехискровом магнето.

Следовательно, за один оборот коленчатого вала промежуточный элемент, кулачковая шайба и бегунок распределителя повернутся на 0,5 оборота.

На рис. 162 внизу показана диаграмма работы прерывателя. Цифрой I изображена работа прерывателя *6* с момента начала его размыкания, цифрой II — прерывателя *7*, а цифрой III — совместная работа обоих прерывателей. Черные прямоугольники в рядах I и II условно изображают периоды сомкнутого состояния контактов прерывателей, а в ряду III соответствуют промежуткам времени, в течение которых оба прерывателя замкнуты. Как видно из диаграммы, при совместной работе прерывателей оба они одновременно разомкнутыми быть не могут.

Магнето не имеет механизма изменения опережения зажигания, а также системы запуска от пусковой катушки и пускового электрода на бегунке.

При запуске производится питание первичной обмотки магнето прерывистым током, поступающим от самолетного аккумулятора через специальный электромагнитный автоматический прерыватель (вибратор) и пусковое реле, которое выполняет роль обычного механизма электродистанционного управления.

Работа системы зажигания при запуске двигателя сводится к следующему. При нажатии на кнопку *11*, расположенную в кабине летчика, ток низкого напряжения от зажима «+» аккумулятора *10* потечет в обмотку пускового реле *9* и, пройдя по ней, возвратится через зажим «—» обратно в аккумулятор. При этом вокруг витков обмотки реле возникает магнитное поле, под действием которого железный сердечник пускового реле намагничивается. Намагниченный сердечник притягивает к себе якорек *12*. При этом контакты *13* замыкаются. При замыкании контактов *13* ток от зажима «+» аккумулятора поступает в обмотку вибратора *8*, а затем через его якорек *14*, первичную обмотку трансформатора *2* и массу двигателя возвращается на зажим «—» аккумулятора.

Под действием магнитного поля, созданного током аккумулятора, железный сердечник вибратора *8* намагничивается и притягивает к себе якорек *14*. Это вызывает размыкание электрической цепи и исчезновение магнитного потока в обмотке вибратора, при этом притягивание якорька *14* прекращается и он под действием пружины *15* отходит от сердечника вибратора и снова замыкает цепь первичной обмотки трансформатора магнето. Вследствие этого первичная обмотка трансформатора *2* магнето будет питаться прерывистым током низкого напряжения, который в свою очередь создаст переменный магнитный поток, индуктирующий во вторичной цепи трансформатора ЭДС высокого напряжения. Ток высокого напряжения трансформатора магнето распределяется обычным путем бегунком *5* через электроды распределителя *16* по свечам *17*.

---

21 Зак. 99

ГЛАВА XII

ТОПЛИВА, МАСЛА И ОХЛАЖДАЮЩИЕ ЖИДКОСТИ

§ 117. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ТОПЛИВАМ

Топлива, применяемые в авиационных двигателях, должны независимо от типа двигателя обладать следующими свойствами:

1. Высокой калорийностью или высокой теплотворностью, т. е. большим количеством тепла, выделяемого при сгорании единицы веса или объема. Чем выше калорийность топлива, тем меньшее количество его затрачивается на совершение данной работы и, следовательно, тем выше полезная нагрузка самолета или его радиус действия.

2. Простотой транспортировки, хранения и эксплуатации, стабильностью при хранении и минимальными потерями при обращении, отсутствием химического воздействия на тару, ядовитости и т. п.

3. Возможностью получения в количествах, полностью обеспечивающих потребность.

4. По возможности низкой стоимостью.

Эти общие свойства, конечно, никогда не могут быть соблюдены полностью, но при выборе топлива всегда следует ими руководствоваться, отдавая предпочтение тому топливу, которое в большей мере обладает ими.

Кроме перечисленных выше общих качеств, которыми должны обладать топлива, существует еще много специальных требований, без удовлетворения которых топливо нельзя считать пригодным для двигателей. Эти специальные требования к топливам зависят от способа образования горючей смеси и способа и условий осуществления рабочего процесса в двигателе. Поэтому они не являются общими, а зависят от типа двигателя, для которого предназначается топливо.

В настоящей книге мы ограничимся рассмотрением топлив для поршневых двигателей с принудительным зажиганием.

§ 118. АВИАЦИОННЫЕ БЕНЗИНЫ

В поршневых двигателях легкого топлива с принудительным зажиганием смесеобразование происходит в такте впуска в карбюраторе (внешнее смесеобразование) или непосредственно в цилиндре (внутреннее смесеобразование). В обоих случаях

желательно, чтобы распыленное в воздухе топливо полностью испарилось к моменту воспламенения, происходящего в конце такта сжатия.

Таким образом, одним из основных требований, предъявляемых к топливу для поршневых двигателей с принудительным зажиганием, является хорошая его испаряемость. Вместе с тем испаряемость топлива не должна быть чрезмерно большой, так как в этом случае оно будет сильно испаряться в цистернах, баках и топливопроводах, что приведет к потерям и изменению качества топлива при перевозках и хранении, а также к образованию газовых пробок в топливной системе, нарушающих подачу топлива к двигателю во время работы.

Другим важным требованием, предъявляемым к топливу, является его высокая детонационная стойкость, т. е. способность обеспечивать бездетонационную работу двигателя на любых режимах. Кроме этих основных опециальных требований к топливу для бензиновых двигателей, отметим еще следующие.

Топливо должно быть стабильным. Это значит, что оно не должно содержать смол и соединений, склонных к их образованию. Наличие таких веществ в составе топлива приводит в процессе хранения к образованию и накоплению смол, а в эксплуатации — к образованию смолистых отложений во впускной системе и в особенности на штоках клапанов впуска, нарушающих нормальную работу двигателя.

Топливо должно быть нейтральным, т. е. не должно содержать кислот и щелочей, вызывающих коррозию баков и деталей топливной системы.

Топливо не должно содержать активных сернистых соединений, так как последние вызывают интенсивную коррозию деталей двигателя.

Топливо должно обладать низкой температурой замерзания, так как в противном случае будет затруднена эксплуатация двигателя при низких температурах окружающей среды.

Наконец, топливо должно быть малогигроскопичным, т. е. не поглощать воду и атмосферную влагу. При наличии в топливе влаги понижение его температуры сопровождается выпадением кристаллов льда, забивающих фильтры и топливопроводы и нарушающих питание двигателя топливом.

Перечисленным выше требованиям лучше всего удовлетворяют топлива, известные под общим названием авиационных бензинов.

Авиационные бензины представляют собой смеси легких углеводородов различного состава, т. е. различных химических соединений углерода с водородом.

Основными группами углеводородов являются парафины (нормальные и изопарафины), олефины, нафтены и ароматические углеводороды.

Нормальные парафины представляют собой насыщенные (предельные), т. е. содержащие максимально возможное

число атомов водорода в молекуле, углеводороды (их химическая формула C_nH_{2n+2}).

Углеродные атомы в молекуле парафина расположены в виде прямой цепи. Первым представителем парафинового ряда является газ метан, молекула которого состоит из одного атома углерода (С) и четырех атомов водорода (Н). Химическая формула метана CH_4.

Изопарафины имеют тот же химический состав, что и парафины, т. е. имеют в молекуле то же численное соотношение между атомами углерода и водорода, но расположение атомов углерода в молекуле у них другое: вместо прямой цепи атомы углерода образуют разветвленные цепи. Для примера ниже приведены структурные формулы для нормального октана C_8H_{18} и соответствующего ему изомера — изооктана. Оба они имеют по восемь атомов углерода, но в октане все атомы углерода вытянуты в одну цепь, а у изооктана пять атомов углерода образуют одну цепь, а остальные три — боковые цепи. У данного углеводорода может быть несколько изомеров, причем число их возрастает с увеличением числа атомов углерода в молекуле; так, например, бутан (C_4H_{10}) имеет два изомера, октан (C_8H_{18}) — восемнадцать и т. д. С изменением структуры молекулы изменяются и физико-химические свойства соединения, поэтому качество топлива изменяется в зависимости от того, содержит ли оно нормальные парафины или их изомеры.

нормальный октан

изооктан

Олефины представляют собой углеводороды, число водородных атомов в молекуле которых на два меньше, чем в парафинах. В соответствии с этим химическая формула олефинов имеет вид C_nH_{2n}. Олефины, так же как и парафины, имеют цепочечное расположение углеродных атомов. Но так как в них отсутствуют два атома водорода, олефины являются ненасыщенными (непредельными) водородными соединениями. У двух углеродных атомов остаются свободные связи, которые в результате дают двойную связь между двумя атомами углерода. Эта двойная связь может получаться в различных местах углеродной цепочки, в результате чего изменяются свойства углеводорода.

Ненасыщенные углеводороды неустойчивы и могут расщепляться по двойной связи. Присутствие непредельных углеводородов в топливе является нежелательным, так как они склонны к образованию смол.

Нафтены имеют то же соотношение атомов углерода и водорода в молекуле, что и олефины. Их состав выражается той же химической формулой C_nH_{2n}. В отличие от олефинов нафтены являются насыщенными и стойкими соединениями, так как углеродные атомы в них расположены не в виде цепочки, а замыкаются своими свободными связями в кольцо.

Ниже приведены структурные формулы олефина (этилена C_2H_4) и нафтена (циклогексана C_6H_{12}).

этилен

циклогексан

Ароматические углеводороды имеют химическую формулу C_nH_{2n-6}. Первым представителем ряда ароматических углеводородов является бензол C_6H_6. Углеродные атомы в бензоле образуют прочное шестичленное кольцо, в котором они связаны попеременно чередующимися одинарными и двойными связями. Бензольное ядро сохраняется и в других членах ароматического ряда. Ниже приведены структурные формулы первых двух представителей ароматического ряда — бензола и толуола.

бензол

толуол

Основными группами углеводородов, входящих в состав современных бензинов, являются парафины, изопарафины, нафтены и ароматические углеводороды.

По своим физическим свойствам первые представители парафинов, изопарафинов и олефинов (до пентана и изопентана C_5H_{12} и амилена C_5H_{10}) представляют собой при нормальных атмосферных условиях газы, а нафтенов и ароматических углеводородов — жидкости.

В качестве составляющих авиационного топлива могут быть использованы только те жидкие углеводороды, которые обладают достаточно низкой температурой кипения и, следовательно, могут легко испаряться.

Приведенные выше группы углеводородов очень сильно различаются по склонности к детонации, т. е. по качеству, имеющему первостепенное значение при выборе топлива для поршневого двигателя.

Парафины обладают наибольшей склонностью к детонации, причем склонность их к детонации возрастает по мере укрупнения молекулы.

Изопарафины, наоборот, обладают значительной детонационной стойкостью, вследствие чего наличие их в топливе является крайне желательным. Такие изопарафины, как изооктан, изогептан (триптан), изопентан, а также смеси различных изопарафинов, носящие название алкилбензина, специально приготовляются для добавления к бензинам.

Нафтены обладают большей детонационной стойкостью, чем парафины.

Ароматические углеводороды практически не детонируют, однако они увеличивают нагарообразование, а также повышают рабочие температуры двигателя.

Очевидно, качество авиационного бензина будет зависеть от того, в каком соотношении входят в него перечисленные выше группы углеводородов. Это соотношение зависит как от исходного сырья, из которого получено топливо, так и от метода переработки сырья.

§ 119. ПРОИЗВОДСТВО БЕНЗИНОВ

Основным сырьем для получения бензинов является нефть. Особенно богат месторождениями нефти СССР. Интенсивная разведка нефтяных месторождений, производившаяся за последние десятилетия, установила в различных местах нашей страны наличие богатейших запасов нефти.

Сырая нефть представляет собой густую маслянистую жидкость зеленовато-коричневого цвета, состоящую из смеси углеводородов самого разнообразного типа и молекулярного веса, начиная от самых легких газообразных, кончая тяжелыми твердыми, растворенными в ней.

Содержание различных групп углеводородов в нефти зависит от ее месторождения. Основными группами углеводородов, входящих в состав нефти, являются парафины и нафтены, содержание каждой из которых может достигать 60—70%. Ароматические углеводороды содержатся в натуральной нефти в значительно меньшем количестве, обычно не превосходящем 5—10%, и только в нефтях некоторых месторождений содержание их доходит до 20—25%.

Чтобы получить из нефти бензин и другие топлива, нефть подвергают переработке. Методов переработки нефти существует очень много, и некоторые из них достаточно сложны. Поэтому дадим о некоторых из этих методов лишь общее представление, необходимое для понимания свойств бензинов и требований, предъявляемых к ним.

Прямая перегонка нефти

Этот метод, впервые примененный в начале XIX века крепостными крестьянами братьями Дубиниными, является старейшим способом переработки нефти. Сущность его заключается в том, что нефть путем нагревания разделяют на ряд погонов, имеющих разную температуру кипения. В настоящее время перегонка нефти производится в трубчатых установках, основными элементами которых являются трубчатая печь и ректификационная колонна.

Принципиальная схема трубчатой установки для прямой перегонки нефти дана на рис. 163. Сырая нефть подается насосом *5* через теплообменники *4* к водогрязеотделителю *6* и оттуда в трубчатую печь *1*. В теплообменниках нефть подогревается до 80—100° С, в печи она подогревается до 300—320° С и частично испаряется. Подогретая нефть поступает в испаритель, составляющий нижнюю часть ректификационной колонны *2*. Ректификационная колонна представляет собой вертикальный цилиндр высотой 20—25 *м* и диаметром до 2 *м* и больше. Неиспарившаяся жидкая часть нефти (мазут) отводится из нижней части испарителя в мазутные приемники. Нефтяные пары из верхней части испарителя поступают в собственно ректификационную колонну.

В различных частях колонны температура различна.

В ректификационной колонне происходит конденсация нефтяного пара, причем в нижней части колонны конденсируются наиболее тяжелые углеводороды топлива, так называемый газойлевый дестиллат (пределы выкипания 300—350° С).

В середине колонны конденсируются углеводороды, предел выкипания которых составляет 180—320° С. Это керосиновый дестиллат.

Вблизи верхней части колонны конденсируются углеводороды тяжелых бензинов — лигроинов, так называемый лигроиновый дестиллат (пределы выкипания 140—230° С).

Наиболее низкокипящие углеводороды нефти (предел выкипания 40—180° С) выходят из ректификационной колонны и конденсируются только в холодильнике, образуя бензиновый дестиллат. Часть бензина по трубопроводу 7 подается обратно в колонну для так называемого орошения поднимающихся вверх по ректификационной колонне паров нефти, способствующего лучшему разделению углеводородов, а остальной бензин подается в приемники.

Дестиллаты, представляющие собой смесь пара и жидкости, из ректификационной колонны поступают в дефлегматоры 3, где

Рис. 163. Принципиальная схема трубчатой установки для прямой перегонки нефти:

1 — трубчатая печь; *2* — ректификационная колонна; *3* — дефлегматоры; *4* — теплообменники; *5* — насос; *6* — водогрязеотделитель; *7* — трубопровод; *8* — насос; *9* — холодильник

происходит отделение жидкости от пара. Жидкость отводится из нижней части дефлегматоров в приемники, а пар из верхней части возвращается обратно в колонну.

После дополнительной разгонки и очистки из дестиллатов получают бензины, лигроины, керосины, газойли.

Бензины, получаемые при перегонке нефти, называются бензинами прямой гонки.

Количество бензина, получаемого из нефти путем прямой гонки, зависит от количества содержащихся в ней легких углеводородов и обычно бывает небольшим, составляя около 5—10% от общего веса переработанной нефти. Качество получаемых бензинов, главным образом их детонационная стойкость, зависит от типа легких углеводородов, входящих в состав бензина. Детонационная стойкость всех бензинов прямой гонки получается сравнительно низкой и не удовлетворяет требованиям, предъяв-

ляемым с этой точки зрения к бензинам не только авиационными, но и зачастую и автомобильными двигателями.

Незначительное количество получаемого бензина (по отношению к количеству переработанной нефти), а также недостаточно высокие детонационные свойства бензинов прямой гонки заставили искать новые методы получения бензинов. Разработанные за последние десятилетия методы основаны на химической переработке нефти и преследуют цели увеличения выхода легких углеводородов из нефти, а также улучшения качества получаемых бензинов. В настоящее время большинство применяемых бензинов представляет собой смеси продуктов прямой гонки с продуктами химической переработки нефти, нефтяных газов, а в некоторых случаях и с продуктами, полученными из сырья не нефтяного происхождения.

Крекинг нефтепродуктов [1]

Нефтяные остатки, получаемые в значительных количествах после переработки нефти, состоят из тяжелых углеводородов, молекулы которых содержат значительно бо́льшее число атомов углерода и водорода, чем молекулы углеводородов, входящих в состав жидких топлив. Подвергая эти остатки воздействию высоких температур и давлений, а также химических катализаторов, можно добиться расщепления (крекирования) этих молекул на более легкие, а следовательно, получения продуктов, пригодных для применения в качестве бензина. Применение крекинга позволяет увеличить выход бензинов из нефти (вместе с бензинами прямой гонки) до 50—60%. Процессы крекинга позволяют не только увеличивать выход бензина, но также изменять структуру молекул, например переводить парафины в изопарафины, улучшая тем самым качество топлива.

Процессы крекинга разделяются на термический крекинг, применяемый для получения автобензинов, и каталитический.

При термическом крекинге исходное сырье подвергается воздействию только температуры и давления, а при каталитическом, кроме температуры и давления, подвергается воздействию химических веществ — катализаторов, способствующих протеканию процессов в требуемом направлении.

Термический крекинг проводится при температурах 400—480° С и давлениях от 6 до 70 *кг/см*² и выше над продуктами, находящимися в жидком состоянии (жидкофазный крекинг) или при атмосферном давлении и температуре 600—650° С над продуктами, находящимися в парообразном состоянии (парофазный крекинг).

---

[1] Крекинг нефтепродуктов был предложен в 1891 г. русским инженером В. Г. Шуховым.

Разновидностями термического крекинга являются риформинг- и полиформинг-процессы, а также пиролиз нефтепродуктов.

Риформинг-процесс (температура 560° С и давление около 20 *кг/см*^{2}) имеет целью получение из сравнительно легких фракций (тяжелый бензин, лигроин и керосин) бензинов высокой детонационной стойкости (за счет увеличения в бензине при риформинг-процессе содержания ароматических углеводородов).

Полиформинг-процесс (температура до 600° С и давление 70—100 *кг/см*^{2}) преследует ту же цель. Авиационный бензин, полученный путем полиформинга, содержит до 35% ароматических углеводородов и обладает высокой детонационной стойкостью.

Пиролиз нефтепродуктов, проводящийся при атмосферном давлении и очень высокой температуре (700—750° С), имеет своей основной целью получение ароматических углеводородов.

Каталитический крекинг проводится или при атмосферном давлении или при давлениях, близких к нему, и температурах порядка 450—500° С. Во время крекинга парообразные продукты пропускаются над катализатором, в большинстве случаев представляющим собой глины с окисями различных металлов (никель, кобальт, медь и т. д.), создающим определенное направление в протекании реакций.

Получаемые при каталитическом крекинге бензины содержат повышенный процент ароматических углеводородов, а также изопарафинов и обладают высокой детонационной стойкостью.

Кроме процессов крекинга, предназначенных в основном для получения дополнительного выхода бензина, отметим еще несколько процессов, имеющих назначением получение индивидуальных углеводородов или групп углеводородов, обладающих высокой детонационной стойкостью и употребляющихся для добавления к основному топливу в целях повышения его антидетонационных качеств, а именно изомеризацию и алкилирование.

Изомеризацией называются процессы, при которых происходит превращение нормальных парафинов в изопарафины, например превращение нормального гептана в триптан, обладающий очень высоким октановым числом.

Алкилированием называются процессы, имеющие целью «добавление» боковых цепей к парафинам и бензолу. Путем алкилирования получается, например, изооктан (из изобутана и бутилена) и изопропилбензол (кумол), обладающие высокой детонационной стойкостью. Полученные путем алкилирования высокооктановые смеси изопарафинов называются алкилбензинами, а смеси ароматических углеводородов — алкилбензолами. Алкилбензин и алкилбензол добавляются к бензинам для повышения их детонационной стойкости.

Для получения бензинов в качестве исходного сырья, кроме самой нефти, используются также нефтяные газы, каменный и

бурый угли и горючие сланцы. Топливо из угля получается или путем гидрогенизации (т. е. образования углеводородных молекул путем присоединения водорода к углероду, содержащемуся в угле), или как побочный продукт при процессах коксования и полукоксования углей. Возможно также получение углеводородов путем синтеза из окиси углерода и водорода, однако бензины, полученные таким путем, обладают очень низкой детонационной стойкостью.

В настоящее время для получения высококачественных авиационных бензинов широко применяются смеси, содержащие, кроме бензинов прямой гонки, бензины и индивидуальные углеводороды, полученные путем химической переработки. Как правило, для повышения детонационной стойкости ко всем топливам добавляют некоторое количество специальных веществ — антидетонаторов. Составные части смешанных бензинов принято называть компонентами (составляющими). Компонент, входящий в состав топлива в наибольшем количестве, называется базовым бензином или топливом.

Остальные компоненты можно разделить на три группы:

1. Высокооктановые компоненты, представляющие собой индивидуальные углеводороды или группы индивидуальных углеводородов, добавляемые к базовому топливу для повышения его детонационной стойкости. К высокооктановым компонентам относятся, например, изооктан, триптан, изопентан, бензол, кумол (изопропилбензол), алкилбензин, алкилбензол.

Высокооктановые компоненты добавляются в базовое топливо в значительных количествах (10—40% от общего количества); они влияют не только на повышение детонационных свойств топлива, но и на остальные физико-химические свойства бензина (удельный вес, фракционный состав и т. д.). Так, например, добавление изопентана увеличивает содержание в топливе легко испаряющихся углеводородов и делает топливо более летучим.

2. Присадки, добавляющиеся к топливу в количестве 2—4% и служащие для повышения детонационной стойкости топлива. Благодаря незначительному количеству добавляемых присадок они почти не влияют на физико-химические данные топлива. К присадкам относятся: анилин, ксилидин, толуидин, экстралин; все они представляют собой так называемые ароматические амины.

3. Антидетонаторы, добавляющиеся к топливу в чрезвычайно малых количествах (0,2—0,3%) и, как это следует из самого названия, служащие для повышения детонационной стойкости топлива. Прибавление антидетонаторов не изменяет физико-химических свойств топлива. Антидетонаторы представляют собой так называемые металлоорганические соединения. Таких соединений известно очень много, однако практическое применение получило только одно — тетраэтиловый свинец (ТЭС), имеющий химическую формулу $Pb(C_2H_5)_4$. Чистый тетраэтиловый свинец пред-

ставляет собой тяжелую бесцветную жидкость с удельным весом 1,62, с приятным эфирным запахом, очень ядовитую, нерастворимую в воде, но хорошо растворимую в бензине, керосине, бензоле и других нефтепродуктах, а также в этиловом спирте и эфире.

ТЭС является очень сильным антидетонатором; его антидетонационный эффект объясняется тем, что он, разлагаясь в цилиндре двигателя, связывает активный кислород и тем самым препятствует образованию перекисей, вызывающих детонацию.

ТЭС применяют только в виде этиловой жидкости, представляющей собой смесь ТЭС с некоторыми химическими соединениями. Объясняется это тем, что в чистом виде ТЭС при сгорании освинцовывает детали внутри цилиндра, чем нарушается нормальная работа двигателя.

Применяются следующие сорта этиловой жидкости:

1. Этиловая жидкость марки Р-9 — смесь тетраэтилового свинца с бромистым этилом и альфа-монохлорнафталином.

2. Этиловая жидкость марки 1-ТС — смесь тетраэтилового свинца с дибромэтаном.

Химические соединения, входящие в состав этиловой жидкости (бромэтил, альфа-монохлорнафталин, дибромэтан, дихлорэтан), являются галлоидированными углеводородами. Благодаря их присутствию в этилированном топливе при сгорании последнего в цилиндре двигателя образуются летучие бромистые и хлористые соединения свинца, которые выносятся из цилиндра вместе с отработанными газами. Таким образом, галлоидированные углеводороды выполняют роль уносителей свинца и уменьшают отложение свинца в цилиндре двигателя.

Состав этиловых жидкостей 1-ТС и Р-9 приведен в табл. 9.

Таблица 9

Состав этиловых жидкостей

Компоненты	1-ТС	Р-9
Тетраэтиловый свинец, % по весу, не менее	58,0	54,0
Выносители:		
бромистый этил, % по весу, не менее	—	33,0
дибромэтан, % по весу, не менее	36,0	—
альфа-монохлорнафталин . . .	—	$6,8^{+0,5}$
Краситель, на *кг* этиловой жидкости	0,5 темносиний	1,0 красный

Краситель в этиловую жидкость добавляют для того, чтобы можно было установить наличие в бензине антидетонатора, делающего бензин ядовитым и требующего принятия мер предосторожности при обращении с ним. В настоящее время согласно ГОСТ 1012—54 окрашиваются не этиловые жидкости, а бензины, причем цвет окраски подбирается в соответствии с маркой бензина (см. табл. 10 на стр. 336). Поэтому тип этиловой жидкости, добавленной к бензину, не может быть определен по его цвету.

Этиловая жидкость 1-ТС в чистом виде имеет высокую температуру замерзания (—8° С), что затрудняет приготовление этилированных бензинов в местностях с низкой температурой. Однако после ее растворения в бензине входящий в ее состав дибромэтан не выпадает при понижении температуры до —60° С.

В противоположность этому жидкость Р-9 обладает низкой температурой замерзания, однако в смесях с бензинами происходит при высокой температуре окружающей среды испарение выносителя — бромистого этила, температура кипения которого составляет +38 ÷ 40° С.

Исходя из указанных обстоятельств жидкость 1-ТС более рационально применять в местностях с теплым и жарким климатом, жидкость же Р-9 — в местностях с холодным климатом.

Этиловая жидкость при обращении с ней требует особой осторожности, так как наличие в ней ТЭС делает ее опасной для здоровья человека.

Этиловая жидкость перевозится и хранится в специальных железных бочках, окрашенных в зеленый цвет и имеющих у наливного отверстия надпись «Яд» и изображение черепа с костями.

Этилированный бензин, в отличие от этиловой жидкости, обладает сравнительно слабыми ядовитыми свойствами. Однако при частом и длительном вдыхании паров этилированного бензина и попадании его на кожу возможно хроническое отравление. Поэтому при обращении с этилированными бензинами должны соблюдаться следующие элементарные правила предосторожности:

1) не допускать мытья и обливания рук этилированным бензином;

2) избегать вдыхания бензиновых паров;

3) не применять этилированный бензин для мытья деталей и в качестве горючего для примусов, горелок, подогревательных ламп и т. д.

При соблюдении необходимых мер предосторожности этиловая жидкость и этилированный бензин неопасны.

Этилированный бензин от обычного отличается лишь повышенным октановым числом и цветом: все же остальные его физико-химические свойства, как-то: удельный вес, испаряемость, температура замерзания, теплотворность — те же, что и у неэтилированного бензина.

Этиловая жидкость наиболее эффективна при малом содержании ее в бензине. Так, например, при добавлении 1 *см*³ этиловой жидкости на 1 *кг* бензина октановое число повышается на 10—14 единиц. При добавке еще 1 *см*³ октановое число повышается на 5—7 единиц, при добавке к 2 *см*³ еще 1 *см*³ этиловой жидкости октановое число повышается на 2—3 единицы, а при добавке к 3 *см*³ 1 *см*³ этиловой жидкости октановое число повышается только на 1—2 единицы.

Отрицательное влияние свинцовистых отложений (на клапанах и стенках цилиндров) резко возрастает с увеличением содержания этиловой жидкости в бензине. Поэтому к бензину прибавляют этиловой жидкости не более 4 *см*³ на 1 *кг*; при этом повышение октанового числа бензинов составляет 15 ÷ 20 единиц.

§ 120. ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ АВИАЦИОННЫХ БЕНЗИНОВ

Для того чтобы бензин удовлетворял всем требованиям, предъявляемым к авиационному топливу, он должен обладать определенными физико-химическими свойствами. Качество топлива характеризуют следующие факторы:

1. **Плотность.** Плотностью называется отношение веса единицы объема топлива при 20° С к весу того же объема воды при 4° С. Плотность авиационных бензинов изменяется в довольно широких пределах — от 0,690 до 0,770. Плотность сама по себе не характеризует качества топлива, и величина ее даже не оговаривается в технических условиях, так как бензины с разной плотностью могут в равной мере удовлетворять всем требованиям, предъявляемым к топливу. Однако вследствие того, что плотность каждой марки есть величина более или менее постоянная, определение ее представляет удобный способ ориентировочной проверки принадлежности бензина к тому или иному сорту (марке).

2. **Испаряемость.** Испаряемостью бензина называется его свойство переходить при определенной температуре в парообразное состояние. Испаряемостью бензина определяется качество смесеобразования, а следовательно, легкость запуска, приемистость и работа на нормальных режимах. Кроме того, от испаряемости топлива зависит работа топливоподающей системы, т. е. возможность образования газовых пробок, нарушающих подачу топлива к агрегатам смесеобразования и уменьшающих высотность системы.

Испаряемость влияет также на потери топлива при перевозках и хранении. Требования, предъявляемые к испаряемости, противоречат друг другу. Так, для обеспечения легкого запуска и хорошего смесеобразования желательно, чтобы топливо обладало очень высокой испаряемостью, а для обеспечения малых потерь при перевозке, хранении и эксплуатации топливной системы,

в особенности на больших высотах, наоборот, испаряемость должна быть как можно меньше. Вследствие этого испаряемость топлива строго регламентируется во всех технических условиях на топливо.

Соответствие испаряемости топлива данным требованиям проверяется по фракционному составу (разгонке) топлива и по упругости паров.

Фракционный состав топлива дает возможность судить об относительном содержании в нем легких и тяжелых углеводородов. Определение фракционного состава производится посредством нагревания определенного количества (100 *мл*) бензина при атмосферном давлении и нахождением процентных (по объему) количеств бензина, выкипающих при определенной температуре, а также температур начала и конца выкипания. Температуры и соответствующие им количества бензина строго регламентируются техническими условиями. В качестве характерных величин принимаются температура начала кипения и температуры, соответствующие выкипанию 10; 50; 90 и 97,5 (конец кипения) процентов объема. Температура начала кипения и температура выкипания 10% характеризуют пусковые качества бензина и возможность образования газовых пробок. Температура выкипания 50% определяет приемистость, прогрев и устойчивость работы двигателя. Температура выкипания 90% характеризует наличие в бензине тяжелых фракций и, следовательно, полноту испарения топлива, возможность разжижения смазки, а также склонность бензина к нагарообразованию.

Упругость паров топлива (в *мм* рт. ст.) определяется в специальном приборе при температуре около 38° С. В технических условиях на авиабензины указываются два предела упругости паров — нижний и верхний. Нижний определяет минимальную упругость паров, которой должно обладать топливо для обеспечения надежного запуска двигателя. Верхний предел определяет максимально допустимую упругость, выше которой содержание легких углеводородов в топливе становится опасным для работы топливоподающей системы вследствие возможности образования в ней газовых пробок.

Требуемые по техническим условиям фракционный состав и упругость паров различных марок бензина приведены в табл. 10.

3. **Смолообразование.** Содержание в топливе смол и склонность топлива к смолообразованию должны быть минимальными. Их допустимые величины строго регламентируются техническими условиями. Для определения количества смолы, содержащейся в топливе (фактических смол), производится выпаривание топлива в масляной бане при температуре 150° С. Количество смолы, оставшееся после выпаривания, не должно превышать 2 *мг* на 100 *мл* топлива.

Таблица 10

Технические условия на авиационные бензины 1954 г.

Наименование показателей	Марки бензинов				
	Б-100/130	Б-95/130	Б-93/130	Б-91/115	Б-70
1. Содержание тетраэтилового свинца в *г* на 1 *кг* бензина, не более	2,7	3,3	3,3	2,5	—
2. Детонационная стойкость:					
октановое число по моторному методу, не менее	98,6	95	93	91	70
октановое число по температурному методу, не менее	100	—	—	—	—
сортность на богатой смеси, не менее	130	130	130	115	—
3. Низшая теплотворность в *ккал/кг*, не менее	10 300	10 300	10 300	10 300	—
4. Фракционный состав:					
температура начала перегонки в °С, не ниже	40	40	40	40	40
10% перегоняется при температуре в °С, не выше	75	82	82	82	88
50% перегоняется при температуре в °С, не выше	105	105	105	105	105
90% перегоняется при температуре в °С, не выше	145	145	145	145	145
97,5% перегоняется при температуре в °С, не выше	180	180	180	180	180
остатки и потери в %, не более	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
остаток в %, не более	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
5. Давление насыщенных паров в *мм* рт. ст.:					
не менее	240	220	220	220	—
не более	360	360	360	360	360
6. Кислотность в *мг* КОН на 100 *мл* бензина, не более	1	1	1	1	1
7. Температура начала кристаллизации в °С, не выше	—60	—60	—60	—60	—60
8. Иодное число в *г* иода на 100 *г* бензина, не более	12	12	10	10	10
9. Содержание ароматических углеводородов в %, не более	—	—	—	—	20

Наименование показателей	Марки бензинов				
	Б-100/130	Б-95/130	Б-93/130	Б-91/115	Б-70
10. Содержание фактических смол в 100 *мл* бензина в *мг*, не более	2	2	2	2	2
11. Содержание серы в %, не более	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05
12. Испытание на медной пластинке	Выдерживает				
13. Содержание водорастворимых кислот и щелочей	Отсутствуют				
14. Содержание механических примесей	Отсутствуют				
15. Прозрачность	Прозрачный				
16. Цвет	Ярко-оранжевый	Желтый	Желтый	Зеленый	Бесцветный

К бензинам марки Б-100/130, Б-95/130, Б-93/130 и Б-91/115 добавляется 0,004—0,005% параоксидифениламина (антиокислитель).

Склонность топлива к образованию смол при хранении определяется по «индукционному периоду», т. е. по времени в минутах, в течение которого топливо, помещенное в бомбе при давлении 7 *кг/см*^{2} и температуре 100° С в атмосфере кислорода, не присоединяет к себе кислорода.

4. **Содержание непредельных углеводородов.** Наличие непредельных углеводородов является нежелательным, так как они являются причиной смолообразования. Содержание непредельных углеводородов выражается так называемым «иодным» числом, представляющим собой количество граммов иода, присоединяющегося при определенных условиях к 100 *г* топлива.

5. **Нейтральность топлива.** Топливо не должно содержать водорастворимых щелочей и минеральных кислот, а также органических кислот. Отсутствие первых проверяется обычными химическими методами по реакции водной вытяжки топлива, а количество вторых — по величине «кислотности», т. е. количеству миллиграммов КОН (едкого кали), необходимого для нейтрализации 100 *мл* топлива.

6. **Содержание серы.** Наличие серы в топливе вызывает коррозию деталей, а также ухудшает восприимчивость топлива к ТЭС, поэтому содержание серы в топливе не должно превышать 0,05%. Для качественного определения содержания в топливе активных сернистых соединений, могущих вызвать коррозию двигателя и деталей топливной системы, введено испытание «проба на медную пластинку». По степени потемнения медной

пластинки стандартных размеров, выдержанной в течение 3 часов в топливе при температуре 50° С, можно определить, удовлетворяет ли бензин по содержанию серы техническим условиям. Определение количественного содержания серы производится специальным химическим анализом, который мы здесь не приводим.

7. **Температуры помутнения и замерзания.** Эти температуры характеризуют различные качества топлива и в случае необходимости нормируются техническими условиями.

Температурой помутнения называется температура, при которой топливо начинает мутнеть вследствие выделения микрокапелек воды, микрокристаллов льда или микрокристаллов углеводородов. Эта температура характеризует гигроскопичность топлива, а также наличие в нем углеводородов с высокой температурой застывания. Обычные бензины, за исключением топлив, содержащих значительное количество бензола, практически воду не растворяют.

Температурой замерзания называется максимальная температура, при которой в топливе невооруженным глазом обнаруживаются кристаллы льда или углеводородов. Эта температура характеризует возможность эксплуатации топлива при низких температурах. По техническим условиям температура замерзания должна быть не выше —60° С. У бензинов прямой гонки и крекинг-бензинов температура замерзания бывает всегда ниже этой температуры. Для бензольных топлив температура замерзания значительно выше.

Кроме перечисленных качеств, проверяемых во время приемки топлива, оно не должно содержать механических примесей, должно быть прозрачным и в зависимости от наличия этиловой жидкости или ее отсутствия иметь определенный цвет.

Техническими условиями на топливо регламентируется содержание этиловой жидкости (точнее тетраэтилового свинца) в топливе, а также детонационная стойкость топлива. Последняя дается обычно для топлива с присадкой определенного количества антидетонатора.

Детонационная стойкость топлива является важнейшим фактором, определяющим качество топлива и пригодность его для того или иного типа двигателя; способы ее определения и выражения приведены в следующем параграфе.

Для иллюстрации изложенных выше положений в табл. 10 приведены технические условия на бензины по ГОСТ.

§ 121. ОЦЕНКА ДЕТОНАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ТОПЛИВ

Для того чтобы обеспечить надежную работу двигателя, необходимо подобрать для него такое топливо, которое обеспечивало бы его работу на всех режимах без появления детонации. Детонационная стойкость топлива зависит от его химической природы. Возникновение детонации зависит от режима работы

двигателя и его конструкции (величина наддува, степень сжатия, коэффициент избытка воздуха и др.). Для получения сравнимых результатов топливо должно испытываться на детонацию во всех случаях строго одинаковым методом.

Оценка детонационной стойкости топлива производится путем сравнения его с другими топливами, принятыми за эталонные.

В настоящее время общепринятыми эталонными топливами являются легко детонирующий нормальный гептан (его октановое число принимается равным нулю) и стойкий против детонации изооктан (его октановое число принимается равным 100). Смешивая изооктан и гептан в различных пропорциях, можно получить ряд эталонных смесей, детонационная стойкость которых будет возрастать с увеличением содержания изооктана в смеси. Эти смеси охватывают по своим детонационным качествам почти всю область применяемых топлив, они стойки при хранении и могут быть получены в любых количествах.

Определение октанового числа испытываемого топлива производится на специальных одноцилиндровых установках при строго регламентированных режимах работы.

В настоящее время существуют три метода определения детонационной стойкости: два метода на бедной смеси — моторный и температурный — и метод определения сортности топлива на богатой смеси.

Моторный и температурный методы. Определение детонационной стойкости топлива по моторному и температурному методам производится следующим образом. После прогрева и установления рабочего режима двигателя (работающего на испытуемом топливе) изменением степени сжатия добиваются того, чтобы интенсивность детонации достигла определенной (стандартной) величины.

Стандартная интенсивность детонации устанавливается по показаниям специальных приборов. При моторном методе применяется специальный датчик детонации, представляющий собой стальной стержень *14* (рис. 164), помещенный в стальном корпусе, ввернутом вертикально в головку цилиндра. Нижним своим концом стержень опирается на тонкую стальную диафрагму *15*; на верхний бакелитовый конец стержня *13* нажимает пластинчатая пружина *12*, снабженная контактом *19*. Вторая пластинчатая пружина *20* с контактом *10* установлена таким образом, что между контактами *10* и *19* имеется некоторый зазор. Стержень включен в цепь постоянного тока. При детонации стержень подпрыгивает и замыкает контакты. Ток, протекающий в замкнутой цепи, проходит через тепловой гальванометр и вызывает отклонение его стрелки. Чем сильнее детонация, тем выше подпрыгивает стержень, тем дольше остаются замкнутыми контакты и тем больше отклонение стрелки. Стандартная интенсивность детонации устанавливается по отклонению стрелки на определенное число делений.

При температурном методе в головку цилиндра ввертывается термопара, измеряющая температуру головки. Каждой степени сжатия соответствует своя стандартная температура, при которой проводится опыт.

После установления стандартного режима, не меняя положения цилиндра (степени сжатия), переводят двигатель на питание смесью эталонных топлив. Изменяя процентное отношение между изооктаном и гептаном, подбирают такую смесь, которая дает детонацию той же интенсивности или ту же температуру головки, что и испытуемое топливо. В обоих случаях состав смеси подбирается таким, чтобы детонация или температура была максимальной. Этот состав смеси соответствует коэффициенту избытка воздуха α, лежащему для моторного метода обычно в пределах $\alpha = 0{,}95 \div 1{,}05$, а для температурного метода в пределах $\alpha = 0{,}85 \div 0{,}95$.

Рис. 164. Датчик детонации:

1 — клемма; 2 — винт; 3 — зажимные винты; 4 и 5 — регулировочные винты; 6 — зажимные винты; 7 — винт; 8 — клемма; 9 — упор; 10 — платиновый контакт; 11 — башмаки пластинчатых пружин; 12 — пластинчатая пружина; 13 — стержень; 14 — стальной стержень; 15 — диафрагма; 16 — гайка; 17 и 18 — центрирующие кольца; 19 — платиновый контакт; 20 — пластинчатая пружина; 21 — башмаки пластинчатых пружин

Процентное содержание изооктана в смеси изооктан плюс гептан, эквивалентной по детонации (температуре) испытуемому топливу, называют **октановым числом** этого топлива.

Таким образом, октановое число показывает, сколько процентов (по объему) изооктана должно содержаться в его смеси с гептаном, чтобы эта смесь обладала такой же детонационной стойкостью, что и испытуемое топливо. Так, например, если бензин обладает такой же детонационной стойкостью, что и смесь, содержащая 70% изооктана и 30% гептана, то это значит, что испытуемый бензин имеет октановое число 70. Если говорят, что бензин имеет октановое число 78, то это значит, что этот бензин имеет такую же

детонационную стойкость, что и смесь, составленная из 78% изооктана и 22% гептана.

Необходимо отметить, что если бензин имеет октановое число, например, 70, то отсюда вовсе не следует, что в его составе содержится 70% изооктана. Бензины представляют собой смесь различных углеводородов, и, говоря, что октановое число данного бензина равно 70, отмечают только то, что его детонация точно такая же, как у смеси двух углеводородов, содержащей 70% изооктана и 30% гептана.

Ввиду дороговизны изооктана и гептана при определении детонационной стойкости топлив пользуются вторичными эталонными топливами, которые тарируются по первичным.

Введение метода сравнительной оценки топлива посредством топливных эквивалентов (октановых чисел) позволяет легко контролировать детонационные качества получаемых топлив, а также значительно упрощает подбор топлива к двигателю.

Определение сортности топлива на богатой смеси. Исследования показали, что оценка авиационных топлив по моторному и температурному методам не является достаточной для суждения о детонационной стойкости топлива вследствие того, что эта оценка производится при одном бедном составе смеси. Обогащение смеси, как правило, увеличивает ее детонационную стойкость, причем это увеличение различно для топлив различного химического состава.

Учитывая ограниченность моторного и температурного методов, в практику оценки детонационных свойств авиационных топлив был дополнительно введен метод определения сортности топлива на богатой смеси.

При определении сортности топлива на богатой смеси оценка детонационной стойкости топлива, так же как и в предыдущих методах, имеет относительный характер и основана на сравнении детонационной стойкости испытуемого топлива с детонационной стойкостью смесей эталонных топлив при вполне определенных (стандартных) условиях испытания.

Испытание состоит в определении зависимости величины среднего индикаторного давления p_i, развиваемого двигателем в условиях легкой (начальной) детонации, от состава смеси и сравнении его со средними индикаторными давлениями, полученными в тех же условиях при работе на эталонных смесях. Степень сжатия двигателя постоянная и равна $\varepsilon = 7{,}0$; детонация топлива вызывается изменением давления наддува.

В качестве эталонных применяются смеси, состоящие из технического изооктана, содержащего по объему не менее 96% химически чистого изооктана и антидетонатора — тетраэтилового свинца.

Оценка детонационной стойкости топлив производится на богатой смеси ($\alpha = 0{,}6 \div 0{,}65$) по шкале «сортности», представ-

ляющей собой относительное (в %) изменение среднего индикаторного давления (при начальной детонации) двигателя в зависимости от содержания ТЭС в изооктане.

На рис. 165 приведен график для оценки антидетонационных качеств топлив по указанному методу[1]. По горизонтальной оси

Рис. 165. График оценки антидетонационных качеств топлива по методу определения сортности на богатой смеси

откладывается количество ТЭС в кубических сантиметрах на 1 *л* изооктана, а по вертикальной оси — сортность топлива, представляющая собой выраженное в процентах отношение допустимого (по детонации) среднего индикаторного давления при работе на смеси изооктан плюс тетраэтиловый свинец к среднему индикаторному давлению при работе на чистом изооктане.

Из графика видно, что при работе на чистом (без примеси ТЭС) изооктане сортность равна 100%, что соответствует какой-то величине p_i. Если же теперь к изооктану прибавить ТЭС, то допустимая по детонации величина p_i будет увеличиваться и соответственно возрастет выражающая ее сортность топлива.

§ 122. АВИАЦИОННЫЕ МАСЛА

В качестве смазочного материала для смазки трущихся деталей двигателя применяются масла минерального происхождения. Для обеспечения надежной работы авиационных двигателей

[1] Для этой же цели применяются также специальные таблицы *(примеч. редактора)*.

смазочные материалы должны быть высококачественными, так как недоброкачественность их вызовет преждевременный износ трущихся деталей, задиры поршней и другие крупные дефекты.

Поэтому авиационные масла должны удовлетворять следующим основным требованиям:

— обладать по возможности малым изменением вязкости с повышением температуры и высокой маслянистостью;

— иметь низкую температуру застывания, обеспечивающую легкий запуск двигателя в зимнее время;

— иметь малую склонность к нагарообразованию;

— не содержать в себе воды, кислот или щелочей, вызывающих коррозию деталей двигателя, а также механических примесей (пыли, песка, частиц нагара и т. д.), которые, попадая между трущимися поверхностями, вызывают преждевременный износ деталей;

— обладать высокой стабильностью, т. е. сохранять свои качества при длительном хранении.

Масла минерального происхождения вырабатываются из мазута, содержащего масляные фракции. Вначале под большим разрежением из мазута отгоняются дестиллатные масла (веретенное, трансформаторное и др.); из оставшейся от перегонки мазута фракции — масляного полугудрона путем тщательной очистки его от смол и других примесей получают авиационные масла.

Существуют два основных способа очистки: кислотно-земельный и селективный.

Для получения масла кислотно-земельной очистки полугудрон смешивают с серной кислотой; последняя очищает его от смолистых соединений. После этого масло подвергается дополнительной очистке специальными отбеливающими землями и фильтруется для удаления этих земель.

Для получения масла селективной очистки берут масло кислотно-земельной очистки и подвергают дополнительной очистке путем смешивания его с нитробензолом (бензол, обработанный азотной кислотой). Нитробензол растворяет остатки смолистых веществ и других вредных примесей, имеющихся в масле. Селективный способ очистки резко улучшает смазочные свойства масла и повышает его стабильность. При работе двигателя на этом масле нагара образуется значительно меньше, чем при работе на масле, подвергнутом только кислотно-земельной очистке.

Для смазки авиационных двигателей применяются два типа авиационных масел, из которых масло под маркой МС-20 является маслом селективной очистки, а масло марки МК-22 — кислотно-земельной очистки. Цифры марок авиамасел обозначают минимальную кинематическую[1] вязкость масла при его температуре 100° С в сантистоксах (*сст*).

---

[1] Кинематической вязкостью называется отношение абсолютной вязкости масла к его плотности (*примеч. редактора*).

При работе двигателя по истечении некоторого времени масло загрязняется механическими примесями, смазочные свойства его ухудшаются. Бывшее в работе масло имеет темный цвет, чем легко отличается от свежего масла (не бывшего в употреблении).

В настоящее время срок службы масла в двигателе установлен в 100 часов. Опыт показывает, что качественные показатели масла не меняются и оно вполне обеспечивает надежную работу двигателя в течение указанного выше срока при условии тщательной очистки его в процессе работы от механических примесей путем фильтрации и центрифугирования.

При низких температурах окружающего воздуха масло, залитое в двигатель и в масляный бак самолета, густеет (табл. 11), что затрудняет, а иногда делает совершенно невозможным запуск двигателя. Поэтому в зимних условиях необходимо каждый раз после окончания полетов полностью сливать масло из системы, а при последующем запуске двигателя перед заправкой масла в систему нагревать его до температуры 90 ÷ 100° С. При этом нельзя допускать, чтобы масло закипало, так как оно в этом случае теряет свои смазочные свойства.

Таблица 11

Температура застывания авиационных масел

Марка авиамасла	Температура застывания масла в °С
МС-20	—18
МК-22	—14

Для облегчения условий эксплуатации двигателей и сокращения срока подготовки самолетов к полету в зимнее время года применяется способ разжижения масла бензином. Сущность этого способа заключается в том, что в масло, уже находящееся в системе, заливают определенное количество бензина, вследствие чего вязкость масла и степень его загустения понижаются. В результате облегчается запуск двигателя при низких температурах окружающего воздуха.

Следует помнить, что при работе двигателя на масле, разжиженном бензином, давление в главной магистрали двигателя при запуске и в начале полета может быть на 0,5 ÷ 1,0 *кг/см²* ниже нормальной величины, но после 20 ÷ 30 минут полета давление восстанавливается до нормы, так как за это время бензин, содержащийся в масле, испаряется.

§ 123. ОХЛАЖДАЮЩИЕ ЖИДКОСТИ

Для охлаждения авиационных двигателей жидкостного охлаждения применяются вода и специальные охлаждающие жидкости.

Вода как охлаждающая жидкость должна удовлетворять следующим основным требованиям:

— быть прозрачной и бесцветной;

— не иметь неприятного запаха;

— не содержать механических примесей, которые могут вызвать уменьшение проходных сечений водяной системы и даже полную ее закупорку;

— быть нейтральной, т. е. не иметь растворенных кислот и щелочей, вызывающих коррозию водяной системы;

— быть «мягкой», т. е. не давать осадков, образующих слой накипи в системе охлаждения, так как накипь, имея очень низкую теплопроводность, резко ухудшает теплоотдачу от стенок цилиндра к воде и от воды в стенки радиатора, что может вызвать перегрев двигателя.

В природе химически чистой воды не существует.

Вода всегда содержит в себе в каком-то количестве различные растворенные вещества, главным образом соли кальция и магния.

Вода, содержащая в себе соли кальция и магния, называется «жесткой». Различают три вида жесткости воды:

1) временную, или устранимую, которая может быть устранена путем кипячения воды, так как некоторые соли обладают свойством выпадать из воды при ее кипячении в нерастворимый осадок (накипь);

2) постоянную, обусловленную наличием в воде некоторых солей, не выпадающих при кипячении;

3) общую, характеризующуюся суммой солей, растворенных в воде, как выпадающих из нее в результате кипячения, так и невыпадающих.

За единицу измерения общей жесткости, т. е. количества растворенных в воде солей, принят градус жесткости.

Один градус жесткости соответствует 10 *мг* извести (CaO) или 7,15 *мг* магнезии (MgO), содержащихся в 1 *л* воды. Это значит, что если после полного испарения 1 *л* воды в сосуде останется, например, 50 *мг* извести, то такая вода по количеству растворенных в ней солей соответствует 5° жесткости, так как $50 : 10 = 5$. Если же после полного испарения 1 *л* воды останется, например, 71,5 *мг* магнезии, то такая вода по количеству растворенных в ней солей соответствует 10° жесткости, так как $71{,}5 : 7{,}15 = 10$.

Вода по степени жесткости подразделяется на мягкую, среднюю и жесткую. Мягкой считается вода, имеющая не более 8° общей жесткости; средней — имеющая от 8 до 16° общей жесткости; жесткой — имеющая более 16° общей жесткости.

Степень жесткости воды определяется химическим анализом. Примитивно жесткость воды можно определить при помощи мыла; в жесткой воде мыло или совсем не мылится или дает мало пены; в мягкой воде пена образуется легко.

Основными недостатками воды как охлаждающей жидкости являются способность ее образовывать накипь и вызывать коррозию деталей системы охлаждения, а также ее свойство замерзать при сравнительно высокой температуре (0° С).

Чтобы избежать этих явлений, необходимо применять следующие профилактические меры:

— до заливки воды в систему охлаждения обязательно произвести анализ этой воды на жесткость;

— применять мягкую воду, для чего речную или колодезную воду следует предварительно прокипятить или употреблять атмосферную воду (дождевую, снеговую), которая даже в сыром (некипяченом) виде содержит минимальное количество солей;

— в летнее время воду из системы не сливать (если нет в этом необходимости), а только регулярно контролировать ее количество, доливая по мере убыли; при таких условиях эксплуатации количество накипи значительно сокращается;

— к мягкой воде добавлять хромпик (3 *г* на 1 *л* воды) для предохранения системы от коррозии.

При употреблении жесткой воды (что разрешается делать только при отсутствии мягкой) количество хромпика должно быть увеличено до 30 *г* на 1 *л* воды (3%-ный раствор).

При эксплуатации систем жидкостного охлаждения в зимнее время замерзание воды в системе может вызвать серьезные аварии системы, например, поломку валика водяного насоса при проворачивании холодного двигателя или разрывы рубашки блока, а также трубопроводов и радиаторов вследствие увеличения объема воды при ее замерзании. Поэтому в условиях зимней эксплуатации необходимо всегда сливать воду из системы после окончания полета и вновь заливать в систему подогретую воду непосредственно перед запуском двигателя или применять вместо воды специальные жидкости с низкой температурой замерзания.

Охлаждающие жидкости. В качестве охлаждающей жидкости применяется этиленгликоль (многоатомный спирт), по своим свойствам несколько сходный с этиловым спиртом и глицерином.

Этиленгликоль может применяться:

— в чистом виде в качестве высококипящей охлаждающей жидкости;

— в смеси с водой в качестве незамерзающей охлаждающей жидкости (смесь этиленгликоля с водой называется антифризом).

С введением охлаждения под давлением, обеспечивающего возможность значительного повышения температуры в системе водяного охлаждения, применение этиленгликоля в качестве высококипящей жидкости больше не практикуется, он применяется только для получения незамерзающих охлаждающих жидкостей. В настоящее время в качестве таких жидкостей стандартизованы жидкости марки 65 и 40.

Основные их свойства приведены в табл. 12.

Таблица 12

Основные свойства незамерзающих жидкостей

Наименование показателей	Жидкость марки 65	Жидкость марки 40
1. Внешний вид	Слабомутная оранжевая жидкость	Слабомутная желтоватая жидкость
2. Плотность при 20°С по отношению к воде при 4°С	1,085 ÷ 1,090	1,0675 ÷ 1,0725
3. Разгонка:		
фракция, выкипающая до 150°С, в % по весу, не более	35	47
остаток, кипящий выше 150°С, в % по весу, не менее	64	52
потери, в % по весу, не более	1	1
4. Температура замерзания в °С, не выше	—65	—40

Применение незамерзающей жидкости для охлаждения двигателя в зимний период значительно облегчает условия его эксплуатации и сокращает время на подготовку самолета к вылету. Незамерзающая жидкость в отличие от воды после полетов не сливается из системы охлаждения.

Охлаждающая система перед заправкой свежей незамерзающей жидкостью предварительно промывается, а сама жидкость проверяется на цвет, прозрачность и отсутствие осадков и при обнаружении в ней механических частиц фильтруется.

Заливать незамерзающую жидкость в охлаждающую систему двигателя можно при помощи водомаслозаправщика или чистыми ведрами через воронку. При этом необходимо тщательно оберегать жидкость от попадания в нее даже незначительного количества нефтяных продуктов (бензина, керосина, масла и др.), ухудшающих теплопроводность незамерзающей жидкости. Количество незамерзающей жидкости, заливаемой в систему двигателя, определяется конструкцией системы: в закрытые системы следует заливать незамерзающей жидкости столько же, сколько заливается воды; в открытые системы должно быть залито незамерзающей жидкости на 1,5—2 *л* меньше заливаемой воды, так как эта жидкость имеет больший (по сравнению с водой) коэффициент объемного расширения. В этом случае после опробования двигателя при температуре незамерзающей жидкости 65—75° С уровень ее в системе охлаждения должен быть такой же, как и уровень заливаемой воды. При повышенном

уровне излишнее количество жидкости необходимо слить, а при пониженном — долить.

Незамерзающую жидкость сливают из системы охлаждения только при температуре окружающего воздуха ниже минус 40° С. При замерзании жидкость не расширяется, как вода, а, наоборот, уменьшается в объеме, и замерзание ее происходит не до твердого состояния, а до состояния рыхлой массы, которая не может вызвать разрыва сот радиатора или других деталей водяной системы.

После 3—5 часов работы двигателя жидкость принимает светлокоричневую окраску, не теряя при этом присущей ей прозрачности. Это изменение окраски не ухудшает ее качество, а поэтому не может служить браковочным признаком. Если же по прошествии 3—5 часов работы двигателя жидкость помутнеет, то в этом случае ее необходимо заменить свежей, прозрачной.

Через каждые 10 часов работы двигателя необходимо проверять плотность жидкости (она должна лежать в пределах, указанных в табл. 12) и в случае ее увеличения в жидкость добавить чистую кипяченую воду, после чего обязательно еще раз проверить плотность жидкости.

Наличие этиленгликоля в жидкости делает ее очень гигроскопичной, а поэтому жидкость следует хранить в герметической таре. В противном случае поглощенная из атмосферы влага ухудшит качество жидкости, вызвав повышение температуры ее замерзания. При нормальном хранении незамерзающей жидкости можно применять ее без замены в течение двух зимних сезонов, т. е. 10—11 месяцев.

По окончании зимней эксплуатации незамерзающая жидкость должна быть слита в бочки и сдана на хранение в склад ГСМ. Систему охлаждения двигателя после этого следует тщательно промыть.

Охлаждающие жидкости хранятся в специальных герметически закупоренных бочках. Наливать жидкость в бочки следует так, чтобы над ее уровнем оставалось свободное пространство высотой в 50 ÷ 80 *мм*. Днища бочек окрашены в белый цвет, а остальная поверхность в зеленый. На днищах указывается марка жидкости, а также делается надпись «Яд», так как охлаждающие жидкости обеих марок сильно ядовиты.

ИСПОЛЬЗОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Теория авиационного двигателя, под редакцией Е. П. Бугрова и А. Е. Заикина, Оборонгиз, 1940 г.

2. А. А. Добрынин, Детонация в двигателях, Воениздат, 1949 г.

3. А. Е. Заикин, Т. М. Мелькумов, А. А. Добрынин, Авиационные моторы, Воениздат, 1937 г.

4. Н. В. Инозем цев, Тепловые двигатели, Оборонгиз, 1940 г.

5. И. И. Кулагин, Теория авиационных двигателей легкого топлива, ЛКВВИА, 1946 г.

6. М. М. Масленников и М. С. Рапипорт, Авиационные двигатели легкого топлива, Оборонгиз, 1946 г.

7. А. В. Максай и Н. И. Полянский, Теория авиационных двигателей, Воениздат, 1950 г.

8. Д. А. Новак, Работа моторных агрегатов на больших высотах, Воениздат, 1947 г.

9. Ю. В. Осокин и Е. В. Розенович, Техническое обслуживание самолетов и их силовых установок, Воениздат, 1950 г.

10. П. И. Орлов, Конструкция и расчет деталей авиационных двигателей, Оборонгиз, 1940 г.

11. Б. П. Покровский, Впрыск легкого топлива в цилиндры авиационного мотора, Оборонгиз, 1946 г.

12. Курс теории авиадвигателей, под редакцией Я. Д. Митницкого, Воениздат, 1941 г.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	3
Глава I. **Общие сведения по физике**	7
§ 1. Краткие сведения по механике	—
§ 2. Краткие сведения по термодинамике	13
§ 3. Свойства газов	16
§ 4. Процессы. Графическое изображение процессов	21
Глава II. **Ознакомление с авиационными двигателями**	29
§ 5. Предварительные сведения о тепловых двигателях	—
§ 6. Эффективный (экономический) коэффициент полезного действия (к. п. д.) тепловых двигателей	30
§ 7. Авиационные силовые установки	32
§ 8. Классификация авиационных поршневых двигателей	—
§ 9. Схема устройства поршневого четырехтактного авиационного двигателя с принудительным зажиганием	34
§ 10. Кривошипно-шатунный механизм	38
§ 11. Принцип работы поршневого авиационного двигателя	39
§ 12. Основные требования, предъявляемые к авиационным двигателям	41
Глава III. **Рабочий цикл четырехтактного двигателя**	44
Процесс впуска	—
§ 13. Назначение процесса впуска	—
§ 14. Весовой заряд и коэффициент наполнения	47
§ 15. Графическое изображение процесса впуска	49
Процесс сжатия	51
§ 16. Назначение процесса сжатия	—
§ 17. Графическое изображение процесса сжатия	52
§ 18. Преимущества и недостатки высоких степеней сжатия	
Процесс сгорания	53
§ 19. Количество воздуха, необходимое для полного сгорания топлива	—
§ 20. Скорость сгорания смеси	56
§ 21. Опережение зажигания	58
§ 22. Преждевременная вспышка и детонация	60
Процесс расширения	64
§ 23. Назначение процесса расширения	—
§ 24. Графическое изображение процесса расширения	65
Процесс выпуска	66
§ 25. Назначение процесса выпуска	—
§ 26. Графическое изображение процесса выпуска	67
§ 27. Перекрытие клапанов	—
§ 28. Отвод продуктов сгорания из цилиндров двигателя	68
§ 29. Диаграмма газораспределения двигателя	69
§ 30. Механизм газораспределения	71
§ 31. Индикаторная диаграмма двигателя	73
§ 32. Индикаторная работа	75
§ 33. Среднее индикаторное давление	77
§ 34. Индикаторная мощность двигателя	78
§ 35. Индикаторный расход топлива, индикаторный к. п. д. и тепловой баланс двигателя	79
§ 36. Выражение индикаторной мощности двигателя через расход воздуха	84
Глава IV. **Основы механики двигателя**	88
§ 37. Силы, действующие в кривошипно-шатунном механизме	—
§ 38. Силы давления газов	—
§ 39. Определение сил, действующих в кривошипно-шатунном механизме, вызванных давлением газов	91

Стр.
§ 40. Крутящий и реактивный моменты 93
§ 41. Равномерность вращения коленчатого вала двигателя . . 94
§ 42. Движение частей кривошипно-шатунного механизма . . . 97
§ 43. Силы инерции движущихся частей кривошипно-шатунного механизма 100
§ 44. Влияние сил инерции на работу двигателя 101
§ 45. Уравновешивание сил инерции кривошипно-шатунного механизма 104
§ 46. Понятие о крутильных колебаниях коленчатых валов . . 111
§ 47. Порядок работы цилиндров двигателя 116
Глава V. **Эффективная мощность и экономичность двигателя** . . . 122
§ 48. Эффективная мощность . . . . . —
§ 49. Определение эффективной мощности на балансирном станке 124
§ 50. Механический к. п. д. двигателя 125
§ 51. Эффективный удельный расход топлива и эффективный к. п. д. двигателя 126
§ 52. Мощность трения 127
Глава VI. **Нагнетатели** 130
§ 53. Общие сведения о нагнетателях . . . . . —
§ 54. Приводной центробежный нагнетатель (ПЦН) 132
§ 55. Мощность, затрачиваемая на нагнетатель 136
§ 56. Регулировка давления наддува p_k, создаваемого нагнетателем 139
§ 57. Регулятор постоянства давления наддува 143
Глава VII. **Характеристики двигателей** 146
§ 58. Общие сведения о характеристиках . . . . . —
§ 59. Винты фиксированного и изменяемого в полете шага . . 147
§ 60. Внешняя характеристика двигателя 148
§ 61. Винтовая (дроссельная) характеристика двигателя . . . 154
§ 62. Работа двигателя с ВИШ 157
§ 63. Режимы работы и классификация мощностей поршневых двигателей 161
§ 64. Влияние высоты на мощность двигателя 164
§ 65. Высотность авиационных поршневых двигателей 167
§ 66. Высотная характеристика двигателя с односкоростным приводным центробежным нагнетателем 168
§ 67. Высотная характеристика двигателя с двухскоростным нагнетателем 172
§ 68. Многоскоростные нагнетатели 174
§ 69. Понятие о скоростном наддуве 177
§ 70. Турбокомпрессоры 178
§ 71. Сравнение двигателей с турбокомпрессором и двигателей с ПЦН 181
§ 72. Комбинированный наддув 182
§ 73. Характеристики поршневого двигателя с нагнетателем по давлению наддува p_k 185
§ 74. Классификация режимов авиационного двигателя с нагнетателем 190
Глава VIII. **Смазка двигателя** 194
§ 75. Виды трения . . . . . —
§ 76. Назначение смазки в авиационном двигателе 197
§ 77. Способы смазки трущихся частей двигателя 198
§ 78. Системы смазки двигателя 200
§ 79. Высотность маслосистемы 217
Глава IX. **Охлаждение двигателя** 219
§ 80. Общие сведения . . . . . —
§ 81. Воздушное охлаждение двигателя 220

Стр.
§ 82. Капоты двигателей воздушного охлаждения 223
§ 83. Принудительное воздушное охлаждение 224
§ 84. Жидкостное охлаждение двигателя 225
§ 85. Устройство и работа агрегатов системы жидкостного охлаждения 227
§ 86. Охлаждение двигателя высококипящими жидкостями и при повышенном давлении в системе охлаждения 231
§ 87. Контроль и регулировка охлаждения двигателя 234
§ 88. Преимущества и недостатки воздушного и жидкостного охлаждения. Особенности эксплуатации системы охлаждения 235
Глава X. **Смесеобразование и топливопитание** 237
§ 89. Влияние состава смеси на работу двигателя . . . . . —
§ 90. Приготовление топливовоздушной смеси 238
§ 91. Испарение топлива. Требования, предъявляемые к карбюратору и аппаратуре непосредственного впрыска . . . 239
§ 92. Элементарная и эмульсионная схемы карбюратора . . . 241
§ 93. Карбюратор К-11А 248
§ 94. Беспоплавковый карбюратор К-11БП 254
§ 95. Влияние высоты на состав топливовоздушной смеси в двигателях с нагнетателями 260
§ 96. Правила пользования высотным корректором 261
§ 97. Остановка двигателя 263
§ 98. Непосредственный впрыск топлива 264
§ 99. Впрыскивающий насос 267
§ 100. Регулятор состава смеси 273
§ 101. Топливная форсунка 276
§ 102. Топливный насос 277
Глава XI. **Зажигание** 282
§ 103. Общие сведения о зажигании . . . . . —
§ 104. Агрегаты, входящие в систему зажигания, и их назначение . . . . . —
§ 105. Принцип действия системы зажигания 283
§ 106. Анализ работы магнето 288
§ 107. Конденсатор 298
§ 108. Величина зазора между контактами прерывателя . . . 299
§ 109. Конструкция магнето типа БСМ . . . . . —
§ 110. Пусковая катушка 305
§ 111. Авиационные электрические свечи 307
§ 112. Переключатель 311
§ 113. Порядок присоединения проводов к свечам 312
§ 114. Система зажигания двигателя . . . . . —
§ 115. Высотность системы зажигания 316
§ 116. Магнето для многоцилиндровых двигателей 318
Глава XII. **Топлива, масла и охлаждающие жидкости** 322
§ 117. Общие требования, предъявляемые к топливам . . . . . —
§ 118. Авиационные бензины . . . . . —
§ 119. Производство бензинов 326
§ 120. Физико-химические данные авиационных бензинов . . . 334
§ 121. Оценка детонационной стойкости топлив 338
§ 122. Авиационные масла 342
§ 123. Охлаждающие жидкости 344
Использованная литература 349

Рис. 105. Схема смазки двигателя АШ-82:

1 — масляный насос; 2 — трубопровод; 3 — патрубок; 4 — задняя крышка; 5 — канал; 6 — трубка; 7 — отверстия в вале привода агрегата; 8 — задняя часть коленчатого вала; 9 — валик нагнетателя; 10 — сверления; 11 — сверление; 12 — трубки; 13 — палец приведенного шатуна; 14 — жиклер; 15 — средняя щека коленчатого вала; 16 — сверление; 17 — трубка; 18, 19, 20 и 21 — сверления; 22 — регулятор числа оборотов; 23 — сверление; 24 — трубка; 25 — передний маслосборник; 26 — дефлекторы; 27 — канал; 28 — пластинчатый фильтр; 29 — труба; 30 — задний маслосборник

Рис. 104. Схема смазки двигателя М-11ФР:

1 — маслонасос; 2 — U-образная трубка; 3 — канал; 4 — хвостовик вала; 5 — сверление; 6 — шатунная шейка; 7 — трубки; 8 — сверление; 9 — заглушка; 10 — носок коленчатого вала; 11 — сверление; 12 — маслоприемная втулка; 13, 14 и 15 — каналы; 16 — маслосборник; 17 — сетчатый фильтр; 18 — трубка

Зак. 99