

НКАП СССР  
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ  
АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ  
им. П. И. Баранова

ТРУДЫ ЦИАМ  
№ 83

Инж. Б. П. ЛЕБЕДЕВ

О ВЫБОРЕ  
РАЦИОНАЛЬНОЙ СТЕПЕНИ СЖАТИЯ  
АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Республиканская  
научно-техническая  
библиотека

Д В О

ПРОБЕГ

МОСКОВСКАЯ  
АЭРО  
ИЗДАТЕЛЬСКО-ПОЛИГРАФИЧЕСКАЯ  
ФАБРИКА

С. П. ЛЕБЕДЕВ  
1945

НКАП СССР ОБОРОНГИЗ 1945

**Замеченные опечатки**

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
9	8-я снизу (заголовок табл. 2)	Зависимость индикаторного удельного расхода топлива от степени сжатия в процентах при $\epsilon=6,0$	Зависимость индикаторного удельного расхода топлива от степени сжатия в процентах от значения $C_i$ при $\epsilon=6,0$	ред.
31	18-я снизу (левый столбец)	Получение значения мощности	Полученные значения мощности	корр.
31	18—19-я сверху (правый столбец)	мощность мотора равняется $\sim 3$ л. с., получим	мощность мотора, равная $\sim 3$ л. с.,	тип.

Лебедев, О выборе рациональной степени сжатия авиационного двигателя

*нр 412*

*нр 532*

*нр 532*

### ОСНОВНЫЕ ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- 0 (в индексе) указывает, что данный параметр относится к исходному режиму работы двигателя. Параметры без индекса являются текущими;
- $n$  — число оборотов коленчатого вала двигателя в минуту;
  - $P'_k, t'_k$  — давление и температура воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем (перед радиатором);
  - $P_k, t_k$  — давление и температура воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя (в случае наличия радиатора — за радиатором);
  - $P_p$  — давление газов в выхлопном сборнике;
  - $P_h, t_h$  — давление и температура окружающего воздуха на высоте (по стандартной атмосфере);
  - $G_L$  — секундный весовой расход воздуха в кг;
    - $\alpha$  — коэффициент избытка воздуха;
    - $\eta_i$  — индикаторный к. п. д. двигателя;
    - $\eta_a$  — коэффициент состава смеси;
    - $\eta_c$  — коэффициент формы камеры сгорания, эффективный к. п. д. нагнетателя;
    - $\eta_D$  — коэффициент диаметра цилиндра;
    - $\eta_p$  — коэффициент полноты индикаторной диаграммы;
    - $\eta_v$  — коэффициент наполнения;
  - $N_i$  — индикаторная мощность двигателя (л. с.);
  - $N_e$  — эффективная мощность двигателя (л. с.);
  - $N_r$  — мощность трения двигателя (с учетом работы на холостых ходах), л. с.;
  - $N_c$  — мощность, требуемая нагнетателем (л. с.);
  - $K_i$  — доля индикаторной мощности, затрачиваемая на привод нагнетателя;
  - $U_2$  — окружная скорость крыльчатки нагнетателя;
  - $L_{ад}$  — полная адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха;
  - $\eta_{ад}$  — адиабатический к. п. д. нагнетателя;
  - $H$  — высотность двигателя, высота полета, м;
    - $\epsilon$  — степень сжатия;
  - $C_i$  — удельный индикаторный расход топлива, г/л. с. ч.;
  - $C_e$  — удельный эффективный расход топлива, г/л. с. ч.;
  - $Q_w$  — теплоотдача в воду, кал/мин;
  - $q_w$  — теплоотдача в воду в процентах от количества тепла, введенного с топливом;
  - $H_u$  — низшая теплотворная способность топлива, кал/кг;
  - $t_{вх}^*$  — температура выхлопных газов, °C;
  - $P_s$  — максимальное давление сгорания, кг/см<sup>2</sup>;
  - $P_{cs}, T_{cs}$  — давление и абсолютная температура части смеси сгорающей в последнюю очередь;
  - $P_i$  — среднее индикаторное давление, кг/см<sup>2</sup>;
  - $P_e$  — среднее эффективное давление, кг/см<sup>2</sup>;
  - $\eta_m$  — механический к. п. д. двигателя;
  - $\varphi_{opt}$  — оптимальный угол опережения зажигания;
  - $\Omega$  — октановое число топлива;
  - $\tau$  — продолжительность полета самолета в часах.

руч  
руч 09  
руч 532

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Увеличение степени сжатия двигателя оказывает благоприятное влияние на его рабочий процесс, так как улучшает использование тепла топлива и снижает потери (например, тепло выхлопа).

Однако повышение степени сжатия сопровождается увеличением максимального давления сгорания и повышением требований к антидетонационным качествам топлива.

Увеличение максимального давления сгорания требует усиления конструкции двигателя, что приводит к его утяжелению и повышению потерь на трение. Поэтому при некоторой степени сжатия выигрыш в увеличении индикаторного к. п. д. будет сведен на-нет возрастанием механических потерь, и эффективный к. п. д. двигателя не улучшится.

Этот вопрос совершенно не исследован, но в настоящее время является в значительной степени абстрактным, поскольку предельное с этой точки зрения значение степени сжатия достаточно велико и при существующих топливах практически недостижимо вследствие недостаточно высоких антидетонационных свойств топлива, а также возможности его самовоспламенения.

Режимы работы современных авиационных двигателей, как правило, подобраны так, что антидетонационные качества применяемых высокооктановых топлив используются полностью (при наличии минимального запаса до появления детонации).

В этих условиях простое повышение степени сжатия без изменения остальных параметров работы двигателя практически невозможно из-за возникновения детонации. Поэтому при постоянном октановом числе топлива изменение степени сжатия должно сопровождаться изменением какого-либо другого параметра работы двигателя. При этом влияние изменения этого параметра на склонность двигателя к детонации должно быть противоположно влиянию на детонацию изменения степени сжатия.

Общая зависимость мощности и экономичности двигателя в этом случае получается неопределенной, так как обуславливается характером влияния на эти величины как степени сжатия, так и выбранного параметра.

Таким образом выбор рациональной степени сжатия зависит в каждом отдельном случае от конкретных условий.

В настоящей работе рассмотрена лишь часть всей проблемы выбора рациональной степени сжатия, а именно — вопрос рационального изменения степени сжатия при одновременном изменении давления наддува.

Давление наддува и степень сжатия являются теми двумя параметрами работы двигателя, которые в основном определяют мощность, а при постоянном составе смеси также и экономичность двигателя. Поэтому выбор соотношения между

степенью сжатия и давлением наддува и совместное влияние этих параметров на работу двигателя представляют несомненный интерес с точки зрения наиболее выгодного сочетания мощности и экономичности двигателя при работе на данном топливе.

За последние несколько лет развитие авиационных двигателей шло по пути, главным образом, повышения давления наддува при сохранении значений степени сжатия примерно на неизменном уровне. Улучшение антидетонационных свойств топлив использовалось не на увеличение степени сжатия, а на повышение давления наддува (с целью получения максимального прироста мощности) и на увеличение высоты \*.

Значения степеней сжатия современных авиационных моторов лежат в пределах 6,0—7,2 (см. табл. 1); большинство отечественных моторов имеет степень сжатия 7,0. Очевидно, что в отношении наиболее рационального использования антидетонационных качеств топлива такое постоянство значений степени сжатия отечественных авиамоторов является необоснованным. Можно предполагать, что путем рационального выбора величины степени сжатия и давления наддува с учетом специфических требований, предъявляемых к двигателю, возможно улучшить использование антидетонационных качеств топлива, т. е. повысить мощность или экономичность двигателя.

Таблица 1

Степени сжатия и номинальные давления наддува некоторых авиационных моторов

№ по пор.	Наименование мотора	Октановое число топлива $\Omega$	Степень сжатия $\epsilon$	Номинальное давление наддува $P_{к/млн}$ рт. ст.
1	АМ-35А	95	7 <sup>-0,2</sup>	1040**
2	АМ-37	95	6,8 <sup>-0,15</sup>	1150**
3	АМ-38	95	6,8 <sup>-0,15</sup>	1180**
4	М-105	94—95	7,0 <sup>±0,1</sup>	910
5	М-105ПФ	94,5	7,1	1050
6	М-63	93—94	7,2	915
7	М-82	94	7,0	950
8	М-88Б	92	6,1 <sup>±0,1</sup>	840

\* Увеличение высоты двигателя при отсутствии радиатора для охлаждения воздуха сопровождается повышением температуры воздуха на всасывании двигателя и повышением склонности его к детонации.

\*\* Давление наддува за карбюратором.

## Продолжение

№ по пор.	Наименование мотора	Октановое число топлива $\Omega$	Степень сжатия $\epsilon$	Номинальное давление наддува $P_k$ мм рт. ст.
9	Мерлин XX	97(95)	6,0	1200
10	Мерлин 61	100	6,0	1380
11	Аллисон С-15	95	6,65	~ 990
12	Аллисон Е-4	100	6,65	945
13	GR-2600-A5A	95	6,85	—
14	GR-2600-A5B	90	6,3	—
15	Юмо-211-F	~ 87	6,5	882
16	BMW-801A	87	6,5	955
17	DB-601E	87	7,2	942

Задачей настоящей работы являлось:

1. Исследование влияния на основные параметры работы авиационного двигателя совместного

Ноябрь 1943 г.

изменения степени сжатия и давления наддува при работе двигателя на неизменном топливе.

2. Определение факторов, которые должны учитываться конструктором при выборе рациональной степени сжатия применительно к конкретным требованиям, предъявляемым к двигателю.

Для разрешения поставленной задачи были проведены необходимые эксперименты. При этом обращалось особое внимание на исследование зависимости склонности двигателя к детонации от степени сжатия и давления наддува.

При помощи полученных эмпирических соотношений и теоретических зависимостей были проделаны расчеты, показывающие влияние степени сжатия и давления наддува на мощность и экономичность авиационного двигателя с нагнетателем.

В основу работы положены эксперименты, проведенные на двигателе М-100 в 1940 г. Дополнительно использованы данные, полученные на современных отечественных авиадвигателях, а также некоторые литературные источники.

Автор приносит искреннюю благодарность проф. М. М. Масленникову за оказанную помощь и советы и инж. Д. П. Хасилевой за помощь в выполнении расчетов.

## I. ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

В общем случае изменение давления наддува сопровождается изменением температуры воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем. Поэтому при изменении степени сжатия будем считать, что одновременно меняются давление наддува и температура воздуха за нагнетателем.

В частном случае, для данного нагнетателя, при постоянной окружной скорости крыльчатки, при изменении давления наддува температура воздуха остается практически почти неизменной.

При работе двигателя на постоянном топливе, при постоянной температуре воздуха во всасывающем трубопроводе, очевидно, существует некоторое соотношение между степенью сжатия и допустимым из условий детонации давлением наддува.

Если температура воздуха меняется в соответствии с изменением давления наддува, то по условиям постоянства склонности двигателя к детонации все три параметра — степень сжатия, давление наддува и температура воздуха — связаны между собой вполне определенным образом. Поэтому будем считать, что если величина степени сжатия известна, то давление наддува и температура воздуха также известны.

В настоящей главе рассмотрены теоретические соотношения для определения эффективной мощности и эффективного удельного расхода топлива в зависимости от изменения степени сжатия при переменных давлении и температуре воздуха за нагнетателем.

Рассмотрим изменение индикаторной мощности  $N_i$ , мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя,  $N_c$  и мощности трения двигателя  $N_r$ , входящих в формулу эффективной мощности  $N_e$ :

$$N_e = N_i - N_c - N_r. \quad (1)$$

— При изменении степени сжатия, давления наддува и температуры воздуха  $t_k$  будут изменяться:

- 1) индикаторный к. п. д. двигателя  $\eta_i$ ;
- 2) удельный вес воздуха во всасывающем трубопроводе

$$\gamma_k = \frac{P_k}{R \cdot T_k};$$

- 3) коэффициент наполнения  $\eta_v$ .
- Поэтому индикаторная мощность  $N_i$  при новых значениях степени сжатия, давления наддува и температуры воздуха  $t_k$  может быть выражена через исходное значение  $N_{i0}$  следующим образом:

$$N_i = N_{i0} \frac{\eta_i}{\eta_{i0}} \cdot \frac{\gamma_k}{\gamma_{k0}} \cdot \frac{\eta_v}{\eta_{v0}}. \quad (2)$$

Принято считать, что индикаторный к. п. д. двигателя не зависит от давления наддува и температуры воздуха  $t_k$ .

Выражение индикаторного к. п. д. по Масленникову [1]\* имеет следующий вид:

$$\eta_i = \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{0,25}}\right) \eta_a \cdot \eta_w \cdot \eta_o \cdot \eta_D, \quad (3)$$

где  $\eta_a$  — коэффициент состава смеси;  
 $\eta_w$  — коэффициент полноты индикаторной диаграммы;  
 $\eta_o$  — коэффициент формы камеры сгорания;  
 $\eta_D$  — коэффициент диаметра цилиндра.

Для данного двигателя, коэффициенты формы камеры сгорания и диаметра цилиндра — величины постоянные, и индикаторный к. п. д. является функцией степени сжатия, состава смеси и угла опережения зажигания. Величина последнего оказывает влияние на коэффициент полноты индикаторной диаграммы и тем самым на индикаторный к. п. д.

Коэффициент наполнения есть функция давления наддува и температуры воздуха во всасывающем трубопроводе; существующие зависимости  $\eta_v$  от  $P_k$  и  $t_k$  общеизвестны [1, 2].

Для двигателя с невысоким давлением наддува, равным примерно противодавлению на выхлопе, коэффициент наполнения при изменении степени сжатия остается практически постоянным.

При высоких давлениях наддува коэффициент  $\eta_v$  при увеличении степени сжатия несколько уменьшается. Это объясняется уменьшением, при увеличении степени сжатия, объема части камеры сгорания, которую заполняет свежая смесь при поджатии остаточных газов.

Зависимость коэффициента наполнения от степени сжатия и давления наддува можно представить в следующем виде:

$$\eta_v = \eta_{v0} \frac{\varepsilon - \sqrt[1,3]{\frac{P_p}{P_k}}}{\varepsilon_0 - \sqrt[1,3]{\frac{P_p}{P_{k0}}}} \frac{\varepsilon_0 - 1}{\varepsilon - 1}. \quad (4)$$

Пользуясь этой зависимостью, а также учитывая влияние на коэффициент наполнения температуры воздуха во всасывающем трубопроводе\*\*, из уравнения (2) получим окончательное выражение для индикаторной мощности двигателя:

$$N_i = N_{i0} \frac{\eta_i}{\eta_{i0}} \cdot \frac{P_k}{P_{k0}} \times \sqrt{\frac{T_{k0}}{T_k}} \frac{\varepsilon - \sqrt[1,3]{\frac{P_p}{P_k}}}{\varepsilon_0 - \sqrt[1,3]{\frac{P_p}{P_{k0}}}} \cdot \frac{\varepsilon_0 - 1}{\varepsilon - 1}, \quad (5)$$

\* Цифры в квадратных скобках указывают на ссылку в библиографии.

\*\* Считая  $\eta_v = \eta_{v0} \sqrt{\frac{T_k}{T_{k0}}}$ .

где  $P_k$  — давление воздуха во всасывающем трубопроводе;

$T_k$  — абсолютная температура воздуха во всасывающем трубопроводе;

$\epsilon$  — степень сжатия;

$P_p$  — давление в выпускных сборниках.

Для постоянной высоты полета можно считать

$$P_p \approx \text{const.}$$

По формуле (5) можно подсчитать величину индикаторной мощности  $N_i$  при новых значениях степени сжатия  $\epsilon$ , давления  $P_k$  и температур  $t_k$  воздуха во всасывающем трубопроводе по исходной величине мощности  $N_{i0}$  при исходных значениях  $\epsilon_0$ ,  $P_{k0}$  и  $t_{k0}$ . В выражение (5) следует подставлять величины  $\eta_i$  и  $\eta_{i0}$ , подсчитанные соответственно для значений  $\epsilon$  и  $\epsilon_0$  по уравнению (3).

Формулу (5) можно написать в более простом виде, введя в нее действительные расходы воздуха:

$$N_i = N_{i0} \frac{\eta_i G_L}{\eta_{i0} G_{L0}} \quad (6)^*$$

где

$$G_L = G_{L0} \frac{P_k}{P_{k0}} \sqrt{\frac{T_{k0}}{T_k}} \frac{\epsilon - 1}{\epsilon_0 - 1} \frac{1.3 \sqrt{\frac{P_p}{P_k}}}{1.3 \sqrt{\frac{P_p}{P_{k0}}}} \quad (7)$$

Мощность, затрачиваемая на привод нагнетателя, выражается следующим образом:

$$N_c = \frac{G_L \cdot L_{ад}}{75 \cdot \eta_c} = K_i \cdot N_i \quad (8)$$

где  $G_L$  — секундный весовой расход воздуха через нагнетатель (и двигатель), в кг;

$L_{ад}$  — адиабатическая работа сжатия 1 кг воздуха;

$\eta_c$  — полный к. п. д. нагнетателя;

$K_i$  — доля индикаторной мощности, затрачиваемая на привод нагнетателя.

Для данного нагнетателя при постоянной окружной скорости вращения крыльчатки  $L_{ад} \approx \text{const}$  и  $\eta_c \approx \text{const}$  [3 и 4]; долю индикаторной мощности, затрачиваемую на привод нагнетателя, можно получить из сравнения выражений (6) и (8):

$$K_i = K_{i0} \frac{\eta_{i0}}{\eta_i} \quad (9)$$

При изменении давления воздуха за нагнетателем и при соответствующем изменении степени повышения давления воздуха в нагнетателе (т. е. при сохранении неизменной высоты двигателя) адиабатическая работа сжатия воздуха в нагнетателе будет изменяться. Полагая степень повышения давления воздуха в нагнетателе равной

$$\frac{P_2}{P_1} \approx \frac{P_k}{P_h}$$

получим выражение для адиабатической работы

$$L_{ад} = L_{ад0} \frac{\left(\frac{P_k}{P_h}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\left(\frac{P_{k0}}{P_h}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (10)$$

Доля индикаторной мощности, затрачиваемая на привод нагнетателя, в этом случае будет иметь

\* Это соотношение справедливо при условии отсутствия продувки камер сгорания.

следующий вид (считая, что полный к. п. д. нагнетателя остается неизменным):

$$K_i = K_{i0} \frac{\eta_{i0}}{\eta_i} \frac{\left(\frac{P_k}{P_h}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\left(\frac{P_{k0}}{P_h}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (11)$$

Можно считать [1], что мощность трения не зависит от давления наддува и температуры воздуха  $t_k$ . При изменении степени сжатия мощность трения меняется незначительно, приближенно ее можно считать постоянной, т. е.

$$N_r = \text{const.} \quad (12)$$

Поэтому эффективную мощность  $N_e$  при новых значениях параметров  $\epsilon$ ,  $P_k$  и  $t_k$  можно выразить через исходную величину  $N_{e0}$  следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} N_e &= (N_{e0} + N_r) \frac{1 - K_i}{1 - K_{i0}} \cdot \frac{N_i}{N_{i0}} - N_r \\ \text{или} \\ N_e &= (N_{e0} + N_r) \frac{1 - K_i}{1 - K_{i0}} \cdot \frac{\eta_i}{\eta_{i0}} \cdot \frac{G_L}{G_{L0}} - N_r \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

При постоянном составе смеси удельный индикаторный и удельный эффективный расходы топлива определяем из следующих выражений:

$$C_i = C_{i0} \frac{\eta_{i0}}{\eta_i} \quad (14)$$

или

$$\left. \begin{aligned} C_e &= C_{e0} \frac{N_i \cdot \eta_{i0}}{N_{i0} \eta_i} \cdot \frac{N_{e0}}{N_e} \\ C_e &= C_{e0} \frac{G_L}{G_{L0}} \cdot \frac{N_{e0}}{N_e} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Нами было принято, что для каждой выбранной степени сжатия параметры состояния воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя известны. Без этого условия определить эффективную мощность двигателя и эффективный удельный расход топлива по уравнениям (13) и (15) невозможно. Поэтому для решения поставленной задачи необходимо установить зависимость давления и температуры воздуха во всасывающем трубопроводе от степени сжатия.

При работе двигателя на топливе с постоянным октановым числом и при постоянной температуре воздуха  $t_k$  зависимость допустимого из условий детонации давления наддува от степени сжатия можно представить в виде неявной функции

$$P_k = f(\epsilon) \quad (16)$$

Поскольку температура воздуха  $t_k$  также значительно влияет на склонность двигателя к детонации, то ее изменение отразится на изменении допустимого давления наддува  $P_k$ , поэтому

$$P_k = \phi(\epsilon, t_k) \quad (17)$$

откуда

$$t_k = \Phi(P_k, \epsilon) \quad (18)$$

а при постоянной степени сжатия

$$t_k = \Phi_1(P_k) \quad (19)$$

Теоретическое определение функций в уравнениях (16—19) при существующих знаниях явления детонации невозможно. Для их определения необходимо экспериментальное исследование и получение эмпирических соотношений.

Кроме того, для решения основных уравнений (13) и (15) нужны зависимости индикаторного к. п. д. двигателя и коэффициента наполнения от степени сжатия (при  $P_k = \text{const}$ ).

На основании этого основные задачи экспериментальной работы можно свести к следующему:

1. Определить соотношение между степенью сжатия и допустимым из условий детонации давлением наддува при постоянной температуре воздуха во всасывающем трубопроводе за нагнетателем (этот случай является типичным для двигателя с данным нагнетателем).

2. Определить влияние температуры воздуха во всасывающем трубопроводе на склонность дви-

гателя к детонации, с тем чтобы иметь возможность рассмотреть общий случай изменения параметров работы двигателя при изменении степени сжатия, давления наддува и температуры воздуха  $t_k$ .

3. Для уточнения зависимостей индикаторного к. п. д. и коэффициента наполнения от степени сжатия исследовать влияние степени сжатия на основные параметры работы двигателя при работе его без детонации. В частности при этом исследовании представляет интерес выяснить влияние степени сжатия на максимальное давление сгорания и тепловое состояние двигателя (на теплоотдачу в воду и температуру выхлопных газов).

## II. ОПИСАНИЕ УСТАНОВКИ И МЕТОДИКИ ЭКСПЕРИМЕНТА

### Описание экспериментальной установки

Все испытания проводились на моторе М-100 с одним правым блоком и нагнетателем мотора М-103.

Воздух, сжатый в нагнетателе, через специальные переходные патрубки подводился к всасывающей трубе правого блока двигателя.

Экспериментальная установка оборудована гидротормозом Фруд типа ДРХ-5 для торможения двигателя и электромотором постоянного тока для запуска двигателя и определения мощности трения (методом прокрутки).

Воздушная система установки состояла из ресивера объемом около 300 л, электроподогревателя воздуха и нормального сопла диаметром 80 мм.

Диаметр трубопроводов воздушной магистрали  $d=150$  мм, длина прямолинейных участков трубопроводов перед соплом и за ним соответственно 13d и 7d.

Выхлопные газы из двигателя поступали в охлаждаемый водой коллектор (общий для всех шести цилиндров) и по трубе диаметром 152 мм отводились в атмосферу. Давление газов в выхлопном сборнике при всех испытаниях равнялось в среднем 780 мм рт. ст.

В выхлопном коллекторе, против выхлопных окон 2-го, 3-го и 6-го цилиндров, были установлены термомпары для замера температуры выхлопных газов.

Система охлаждения двигателя была выполнена в следующем виде: из смесительного бака вода поступала в водяную помпу мотора, в водомер (для горячей воды) фирмы Сименс-Гальске, в правый блок двигателя и затем в смесительный бак.

Температура охлаждающей воды регулировалась добавлением в смесительный бак холодной воды из водопроводной магистрали; излишек воды сливался из бака в канализацию.

Системы смазки и питания двигателя горючим — обычные.

#### Основные данные двигателя

Диаметр цилиндра . . . . .	150 мм
Ход поршня . . . . .	170 "
Число цилиндров . . . . .	6
Литраж . . . . .	18 л
Форма камеры сгорания . . . . .	цилиндрическая
Количество клапанов:	
впуска . . . . .	1
выпуска . . . . .	1

#### Фазы газораспределения:

начало впуска . . . . .	10° до ВМТ
конец впуска . . . . .	60° после НМТ
начало выпуска . . . . .	60° до НМТ
конец выпуска . . . . .	20° после ВМТ
подъем клапанов впуска и выпуска . . . . .	13 мм
Карбюраторы К-100А . . . . .	3 шт. на блок
Магнето БС-12-ПЭ с ручным опережением зажигания . . . . .	2 шт.
Свечи . . . . .	3 ЭМГ
Нагнетатель мотора М-103	
Передаточное число к нагнетателю: . . . . .	$i_e = 11$
Диаметр крыльчатки нагнетателя . . . . .	240 мм
Передаточное число на вал редуктора . . . . .	2/3

#### Замеряемые величины и методы их определения

Определялись следующие параметры работы двигателя:

1. Число оборотов коленчатого вала двигателя — по суммарному счетчику и секундомеру (ошибка в замере не более 0,2%).

2. Эффективная мощность двигателя — по крутящему моменту на валу гидротормоза и числу оборотов коленчатого вала двигателя с учетом передаточного числа редуктора (ошибка в определении мощности не более 1%).

3. Часовой расход топлива  $C$  — по штихпроберу объемом 1380 см<sup>3</sup> и секундомеру с точностью до 0,5%.

4. Расход воздуха  $G_L$  — при помощи мерительного сопла с точностью до 1,5%.

5. Давление  $P_k$  и температура воздуха  $t_k$  во всасывающем трубопроводе мотора — соответственно ртутным манометром и ртутным термометром.

6. Прокачка воды через блок мотора — по показаниям водомера. Перед испытаниями водомер был протарирован, что позволило получать циркуляционный расход воды с ошибкой, не превышающей 1%.

7. Температуры воды на входе в блок и на выходе из него — точными аэротермометрами Фоксборо, которые предварительно были протарированы. Максимальная относительная ошибка в замере температур воды — не более 0,2°С.

При испытаниях перепад температур воды в блоке равнялся 10—12°, поэтому ошибка в определении перепада температур не превышала 3—4%.

8. Температура выхлопных газов — тремя хромель-алюмелевыми термопарами производства ЦИАМ, с точностью до 10—15° С. Термопары были установлены в охлаждаемом водой сборнике выхлопных газов, поэтому эффект охлаждения коллектора мог сказаться на абсолютных величинах температур газов. Однако можно считать, что относительная картина протекания температур выхлопных газов по степени сжатия значительно не искажалась.

За результат испытания принималась средняя арифметическая из замеров температур по трем термопарам.

9. Максимальное давление сгорания  $P_s$  — электропневматическим индикатором максимального давления. Приемный элемент индикатора устанавливался в отверстие пускового клапана шестого цилиндра. Подробное описание прибора дано в трудах ЦИАМ, выпуск № 35 [5].

Давление  $P_s$  — по манометру индикатора с точностью до 0,5 кг/см<sup>2</sup>.

10. Угол опережения зажигания — по показаниям стрелки по сектору с тарированной шкалой. Сектор укреплялся непосредственно на корпусе правого магнето, а стрелка — на подвижной обойме прерывателя магнето; подобное устройство позволило исключить влияние люфтов в рычагах управления на результаты замеров.

Замерялись также обычные параметры, контролирующие работу двигателя, как-то: давление и температура масла и т. д., а также давления и температуры окружающей среды.

По замерам первичных параметров работы двигателя определялись:

коэффициент избытка воздуха  $\alpha$ ,  
коэффициент наполнения  $\eta_v$ ,  
теплоотдача в воду в абсолютных цифрах  $Q_w$ , кал/мин и по отношению к количеству тепла, вводимого в двигатель с топливом  $q_w$  (%).

Для перехода к индикаторным величинам методом прокрутки была определена мощность трения двигателя  $N_f$  при различных степенях сжатия.

Мощность, затрачиваемая на нагнетатель, подсчитывалась из уравнения

$$N_o = \frac{c_p}{A} \Delta t \frac{G_L}{75 \cdot \eta_{mc}}$$

где  $c_p = 0,24$  кал/мин — теплоемкость воздуха при постоянном давлении;

$A$  — термический эквивалент работы;

$\Delta t$  — перепад температур воздуха в нагнетателе (по замерам);

$G_L$  — замеренный секундный расход воздуха в кг;

$\eta_{mc} = 0,96$  — механический к. п. д. нагнетателя.

Индикаторная мощность двигателя определялась как сумма мощностей: эффективной, трения и затрачиваемой на нагнетатель.

### Методика экспериментов

При исследовании применялись два типа испытаний:

1. Для определения зависимостей параметров работы двигателя от степени сжатия были получены характеристики по составу смеси (ХСС) при работе двигателя без детонации.

2. Для определения влияния степени сжатия на требуемое октановое число топлива для работы двигателя без детонации при различных давлениях наддува и, в дальнейшем, для установления связи допустимых давлений наддува и степени сжатия были получены характеристики, дающие зависимость давления наддува от октанового числа топлива при постоянной интенсивности детонации.

Испытания первого и второго типа проводились при четырех значениях степени сжатия: 5,85; 6,5; 7,1 и 7,9, которые являлись средними из результатов замеров степени сжатия по отдельным цилиндрам.

Измененные степени сжатия у двигателя достигались заменой поршней и в некоторых случаях (для  $\epsilon = 7,1$ ) постановкой алюминиевой прокладки между блоком и картером.

При степени сжатия  $\epsilon = 5,85$  применялись поршни с вогнутым (по сфере) доннышком; во всех остальных случаях поршни имели плоское днище.

Характеристики по составу смеси при работе без детонации снимались при всех четырех значениях степени сжатия на следующем постоянном режиме работы двигателя:

Число оборотов . . . . .  $n = 2300$  об/мин  
Давление наддува . . . . .  $P_k = 775 - 780$  мм рт. ст. \*  
(полный дроссель карбюраторов)  
Температура воздуха за нагнетателем . . . . .  $t_k = 120^\circ\text{C}$   
Опережение зажигания . . . . . на максимум мощности  
Температура входящей в мотор воды . . . . .  $70^\circ\text{C}$   
Температура входящего масла .  $65 \pm 3^\circ\text{C}$   
Топливо: бензин Б-78 + 2 ÷ 5 см<sup>3</sup> продукта Р-9 на 1 кг топлива (в зависимости от степени сжатия)  
Теплотворная способность топлива . . . . .  $H_u = 10\,590$  кал/кг  
Теоретически необходимое для сгорания количество воздуха  $L_o = 14,9$  кг на 1 кг топлива

При снятии каждой характеристики по составу смеси производились все указанные выше замеры, включая замеры теплоотдачи в воду, максимального давления газов в цилиндре и температуры выхлопных газов.

Для каждой характеристики снималось семь-восемь экспериментальных точек при различных значениях коэффициента избытка воздуха. На каждой экспериментальной точке производилось три замера продолжительностью 2 мин. каждый с интервалами между замерами 1 мин. Промежутки времени между экспериментальными точками достигали 8—10 мин. для того, чтобы режим двигателя достаточно установился.

Характеристики допустимого давления наддува в зависимости от октанового числа топлива при постоянной интенсивности детонации снимались на следующем режиме работы двигателя:

$n = 2300$  об/мин — полный дроссель карбюраторов  
 $t_k = 120^\circ\text{C}$   
 $\alpha = 0,9 \pm 0,02^{**}$ .

\* Указанное сравнительно низкое давление наддува выбрано с тем расчетом, чтобы обеспечить работу двигателя без детонации при высоких степенях сжатия на бедных смесях.

\*\* При больших значениях давления наддува, карбюраторы двигателя при заводской регулировке не обеспечивали значения  $\alpha = 0,9$ ; в этих случаях, при неизменной регулировке карбюраторов, топливо дополнительно впрыскивалось в нагнетатель мотора.

Угол опережения зажигания — на максимальную мощность при работе двигателя без детонации (по данным ХСС).

В течение каждого испытания снимались по четыре экспериментальные точки на топливах со следующими октановыми числами, причем последние определялись на двигателе Вокеша по моторному методу:

1. Бензин Б-78 + 0,6 см<sup>3</sup> продукта Р-9 . . .  $\alpha = 85,0$
2. Бензин Б-78 + 1,4 см<sup>3</sup> продукта Р-9 . . .  $\alpha = 88,3$
3. Бензин Б-78 + 2,25 см<sup>3</sup> продукта Р-9 . . .  $\alpha = 93,0$
4. Бензин Б-78 + 4,5 см<sup>3</sup> продукта Р-9 . . .  $\alpha = 96,0$

Давление наддува подбиралось на постоянную (стандартную) интенсивность детонации, которая определялась на слух. Максимальная ошибка при этом соответствовала примерно 0,5 единицы октанового числа.

За стандартную принималась такая интенсивность детонации, при которой хорошо слышны

устойчивые, но не резкие детонационные стуки, сопровождаемые хлопками черного дыма на выхлопе. Стандартная интенсивность детонации соответствовала точке начала падения мощности вследствие детонации. Увеличение октанового числа топлива примерно на две единицы полностью устраняло детонацию.

В течение детонационных испытаний теплоотдача в воду, максимальное давление сгорания и температура выхлопных газов не замерялись, так как значения этих параметров при работе двигателя с детонацией искажаются.

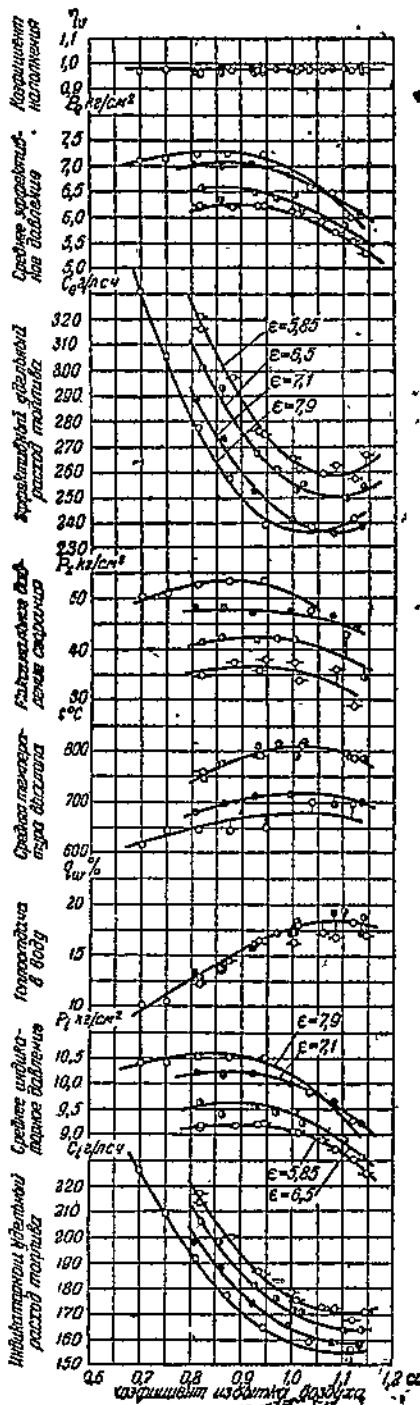
В дополнение к перечисленным выше испытаниям было проведено специальное испытание для определения влияния температуры воздуха за нагнетателем на октановое число топлива.

Испытание проводилось при степени сжатия  $\epsilon = 5,85$ , числе оборотов  $n = 2300$  об/мин, давлении наддува  $P_k = 800$  мм рт. ст. и  $\alpha = 0,9 = \text{const}$ . Переменным параметром являлось октановое число топлива. Температура воздуха на всасывании менялась путем подогрева воздуха в электроподогревателе и подбиралась на постоянную (стандартную) интенсивность детонации.

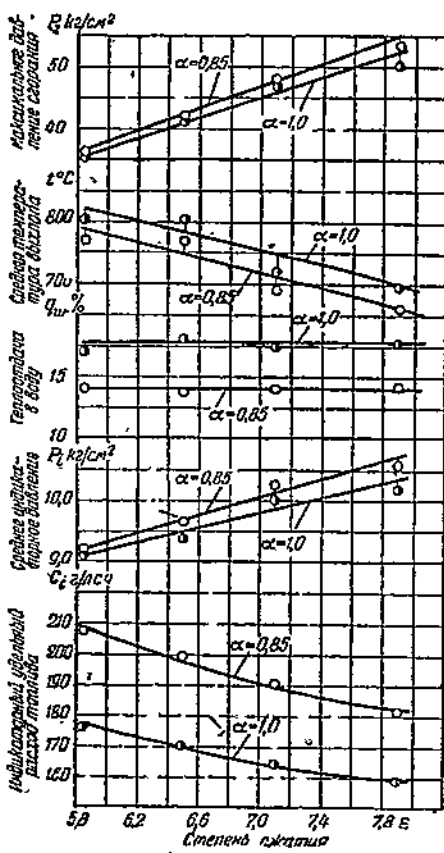
### III. ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ СЖАТИЯ НА ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ (РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ)

Полученные при работе двигателя без детонации характеристики по составу смеси при четырех значениях степени сжатия на постоянном режиме работы двигателя  $n = 2300$  об/мин.,  $P_k = 775$  мм рт. ст. и  $t_k = 120^\circ\text{C}$  показаны на фиг. 1.

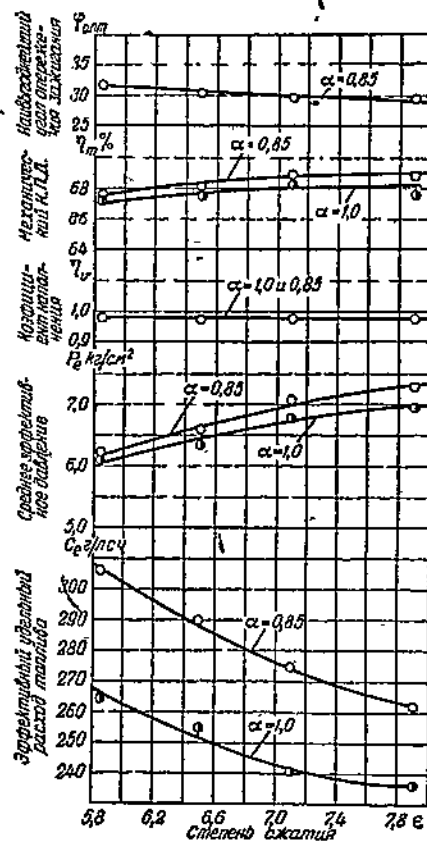
На фиг. 2 и 3 даны основные параметры работы двигателя в зависимости от степени сжатия; кри-



Фиг. 1. Характеристики по составу смеси при различных степенях сжатия. Одноблочный двигатель М-100 с нагнетателем. Режим:  $n = 2300$  об/мин;  $P_k = 775$  мм рт. ст.;  $t_k = 120^\circ\text{C}$ .



Фиг. 2. Влияние степени сжатия на изменение основных параметров работы двигателя. Режим:  $n = 2300$  об/мин;  $P_k = 775$  мм рт. ст.;  $t_k = 120^\circ\text{C}$ .

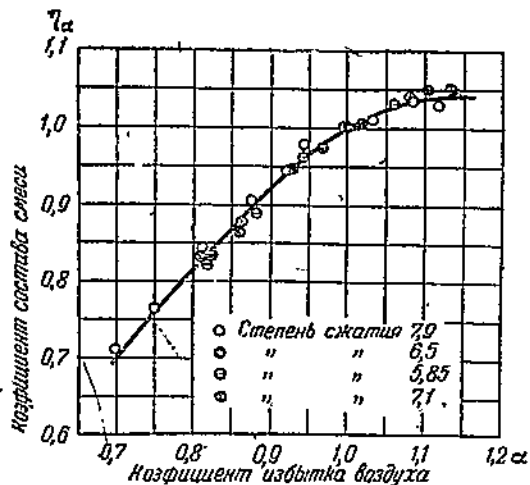


Фиг. 3. Влияние степени сжатия на изменение основных параметров работы двигателя. Режим:  $n = 2300$  об/мин;  $P_k = 775$  мм рт. ст.;  $t_k = 120^\circ\text{C}$ .

вые даны для двух значений коэффициента избытка воздуха:  $\alpha=0,85$  и  $\alpha=1,0$ .

Ввиду того, что абсолютные значения мощностей для одноблочного двигателя непоказательны, на графиках даны кривые среднего эффективного и среднего индикаторного давлений  $P_e$  и  $P_i$ .

По данным первичных характеристик по составу смеси (см. фиг. 1) получена зависимость коэффициента состава смеси  $\gamma_a$  от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ .



Фиг. 4. Зависимость коэффициента состава смеси от коэффициента избытка воздуха при различных степенях сжатия.

Эта зависимость (фиг. 4) показывает, что экспериментальные значения  $\gamma_a$  при всех степенях сжатия ложатся на одну общую кривую; пределы допустимого обеднения смеси (устойчивой работы двигателя) практически не зависят от степени сжатия. Максимум индикаторной экономичности лежит при  $\alpha \approx 1,12$  при всех степенях сжатия.

#### Влияние степени сжатия на индикаторный к. п. д. и удельные расходы топлива

Зависимость индикаторного к. п. д. двигателя от степени сжатия при трех значениях коэффициента избытка воздуха ( $\alpha=0,85$ ;  $0,95$  и  $1,10$ ) приведена на фиг. 5.

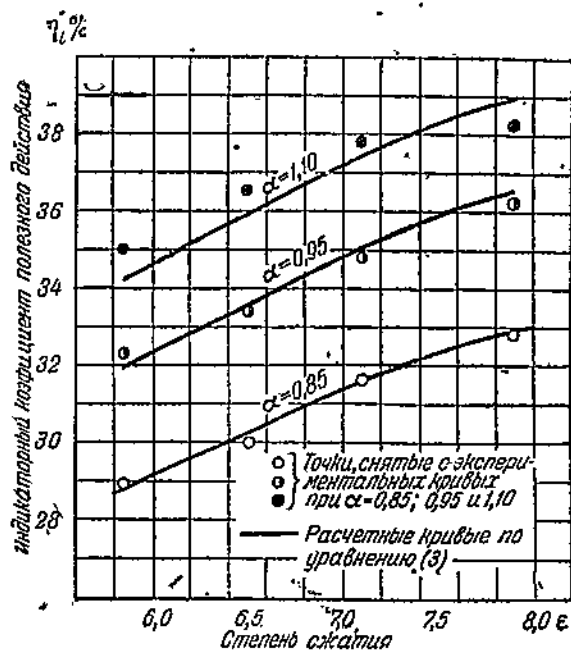
На графике даны расчетные кривые, подсчитанные по уравнению (3)\*\*, а также значения индикаторного к. п. д., полученные по эксперименталь-

\* Коэффициент состава смеси представляет собой отношение индикаторного к. п. д. при данном составе смеси к его величине при  $\alpha=1,0$ .

\*\* При подсчетах по уравнению (3) принято:  $\eta_a$  по кривой фиг. 4,  $\eta_w=0,96$  при  $\epsilon < 7$  и  $\eta_w=0,97$  при  $\epsilon > 7$ ;  $\eta_c=0,98$  (для цилиндрической камеры сгорания),  $\eta_D=1,0$  (диаметр цилиндра 150 мм).

ным данным. Максимальная разница расчетных и экспериментальных величин индикаторного к. п. д. не превышает 2%, что близко к пределам точности эксперимента.

Зависимость индикаторного удельного расхода от степени сжатия по нашим данным совершенно аналогична данным других авторов (см. табл. 2).



Фиг. 5. Зависимость индикаторного к. п. д. от степени сжатия по экспериментальным и расчетным данным. Режим:  $n=2300$  об/мин;  $p_k=775$  мм рт. ст.;  $t_k=120^\circ$  С.

Механический к. п. д. двигателя  $\eta_m$  при повышении степени сжатия увеличивается. Из фиг. 3 видно, что это увеличение при повышении степени сжатия от 5,85 до 7,9 составляет примерно 2%. По данным Шей и Роллин [9] при повышении степени сжатия от 5,0 до 8,0  $\eta_m$  увеличивается на 2,7%. В соответствии с этим уменьшение удельного эффективного расхода топлива при увеличении степени сжатия значительнее, чем уменьшение индикаторного удельного расхода топлива. Так, при повышении степени сжатия от 5,85 до 7,9 удельный эффективный расход топлива уменьшается (при  $\alpha=0,85$ ) с 307 до 262 г/л. с. ч., т. е. на 15%.

#### Влияние степени сжатия на коэффициент наполнения

О влиянии степени сжатия на коэффициент наполнения существуют самые противоречивые данные.

Таблица 2

Зависимость индикаторного удельного расхода топлива от степени сжатия в процентах при  $\epsilon = 6,0$

№ по пор.	Источник	Степень сжатия					
		4	5	6	7	8	9
1	Данные, полученные на моторе М-100 . . .	—	—	100	93,3	88,5*	—
2	Рикардо [6] . . . . .	124,6	109,3	100	93,5	88,9	—
3	Пай [7] . . . . .	123,5	109,2	100	93,4	88,7	85,1
4	Спэрроу [8] . . . . .	—	109,3	100	93,8	89,4	86,3
5	Шей и Роллин [9] . . . . .	121,5	108,7	100	93,4	88,2	—

\* Экстраполяция.

Опыты Рикардо [6] показали, что коэффициент наполнения  $\eta_v$  при увеличении степени сжатия уменьшается. Это падение  $\eta_v$  при изменении степени сжатия от 6,0 до 8,0 составляло около 3,5%. Смещение фаз газораспределения в сторону увеличения перекрытия клапанов (нормально всасывающий клапан открывался после закрытия выпускного) привело к уменьшению падения коэффициента наполнения при увеличении степени сжатия, поэтому в настоящее время принято считать, что характер протекания коэффициента наполнения при изменении степени сжатия зависит от применяемых фаз газораспределения [6, 10].

Помимо фаз газораспределения, зависимость коэффициента наполнения от степени сжатия определяется, в основном, термической напряженностью головки и поршня двигателя. Для малонапряженных двигателей, например, двигателя Рикардо, увеличение степени сжатия сопровождается заметным увеличением температур головки цилиндра и тем самым увеличением подогрева воздуха при всасывании; последнее ведет к уменьшению коэффициента наполнения.

По опытам Тэйлора [11] теплоотдача от головки цилиндра в воду с увеличением степени сжатия несколько повышается, что указывает на возрастание температур стенок. Эти данные относятся к малонапряженным в тепловом отношении двигателям, работающим без наддува. Можно считать, что при увеличении степени сжатия двигателя без наддува (или с невысоким давлением наддува, равным примерно противодействию на выхлопе), коэффициент наполнения может понижаться вследствие увеличения подогрева воздуха при всасывании.

Для двигателей, работающих с невысоким давлением наддува, но более термически нагруженных (например, для современных быстроходных двигателей), увеличение степени сжатия практически не оказывает заметного влияния на коэффициент наполнения. Причиной этого является незначительное изменение условий подогрева воздуха при всасывании при изменении степени сжатия. Действительно, чем выше исходная теплонапряженность двигателя, тем в меньшей степени она меняется, в частности, при изменении степени сжатия. Как показали результаты экспериментов по определению температур блоков моторов типа М-100, полученные автором, изменение степени сжатия  $\epsilon$  от 5,85 до 6,5 не изменяет заметно температуры стенок головки блока\*. Эти данные, несмотря на изменения степени сжатия при опытах в небольших пределах, являются показательными.

Необходимо также иметь в виду, что для современных двигателей с нагнетателями температура воздуха, поступающего в цилиндры, сравнительно высока. При этих условиях влияние изменения подогрева воздуха при всасывании на изменение коэффициента наполнения относительно невелико.

Для современных двигателей с нагнетателями, в случае если давление наддува у них несильно отличается от противодействия на выхлопе, можно считать, что коэффициент наполнения при изменении степени сжатия практически останется неизменным.

Результаты настоящих испытаний полностью подтвердили это положение.

Из фиг. 3 видно, что при всех значениях степени сжатия коэффициент наполнения остается неизменным:  $\eta_v = 0,98$ .

При высоких давлениях наддува, значительно превышающих противодействие на выхлопе, а также при работе двигателя с нагнетателем на высоте повышение степени сжатия сопровождается некоторым уменьшением коэффициента наполнения. Причиной этого, как уже отмечалось в первом разделе, является уменьшение объема части камеры сгорания, которую заполняет свежая смесь при поджиге остаточных газов.

В настоящих опытах при высоких степенях сжатия давление наддува не могло быть повышено сверх 775 мм рт. ст. вследствие опасности появления детонации.

Для того чтобы определить влияние степени сжатия на коэффициент наполнения при высоких давлениях наддува, рассмотрим опыты Муклоу [12].

По данным Муклоу при изменении степени сжатия от 4,0 до 6,0 коэффициент наполнения двигателя Роллс-Ройс при  $P_k = 763$  мм рт. ст. остается практически неизменным; при  $P_k = 1270$  мм рт. ст.  $\eta_v$  понижается на  $\sim 3\%$ . Чем выше абсолютное значение степени сжатия, тем относительно медленнее понижается коэффициент наполнения. Если экстраполировать кривую Муклоу  $\eta_v = f(\epsilon)$  для  $P_k = 1270$  мм рт. ст., то при изменении степени сжатия от 6,0 до 8,0  $\eta_v$  понизится только на 1,5–2%. Если для этих же данных подсчитать относительное изменение коэффициента наполнения при изменении степени сжатия по формуле (4), то получим уменьшение коэффициента наполнения на 1,7%, что вполне согласуется с опытными данными.

В заключение можно сказать, что поскольку коэффициент наполнения по нашим опытам при невысоком давлении наддува не зависит от степени сжатия, то среднее индикаторное давление, как функция степени сжатия (см. фиг. 2), изменяется совершенно аналогично индикаторному к. п. д.

### Влияние степени сжатия на теплоотдачу в воду температуру выхлопных газов и оптимальный угол опережения зажигания

На фиг. 2 дана зависимость теплоотдачи в воду  $q_w$  (в процентах от введенного с топливом тепла) от степени сжатия. Видно, что теплоотдача  $q_w$  в пределах точности экспериментов не зависит от степени сжатия и составляет 14% при  $\alpha = 0,85$  и  $\sim 18\%$  при  $\alpha = 1,0$ .

На фиг. 6 даны зависимости теплоотдачи в воду от степени сжатия по данным Рикардо и Шей и Роллина (значения даны в процентах к величине теплоотдачи при степени сжатия 5,0).

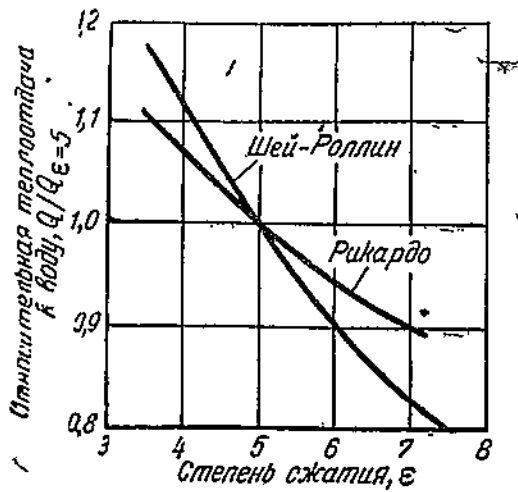
С увеличением степени сжатия от 5 до 7 теплоотдача в воду по Рикардо [13] уменьшается на 10%; по Шей и Роллину [9] — на 17%. Такое значительное падение теплоотдачи в воду при повышении степени сжатия является, повидимому, завышенным.

Прежде чем осветить более подробно вопрос о влиянии степени сжатия на теплоотдачу в воду,

\* Результаты этих экспериментов не опубликованы.

рассмотрим протекание в зависимости от степени сжатия температуры выхлопных газов.

Из фиг. 2 видно, что повышение степени сжатия  $\epsilon$  от 5,85 до 7,9, сопровождается падением температуры выхлопных газов на 100—120°С, что очень существенно с точки зрения облегчения условий работы выхлопных клапанов. Уменьшение температуры выхлопных газов является следствием увеличения степени расширения.



Фиг. 6. Относительное изменение теплоотдачи в воду в зависимости от степени сжатия по опытам Рикардо, Шей и Воллина.

Для анализа полученных результатов рассмотрим изменение теплового баланса двигателя при двух степенях сжатия, 6,0 и 8,0, при постоянном составе смеси, полагая при этом, что тепло, вводимое с топливом, остается неизменным ( $\eta_e = \text{const}$ ).

При изменении степени сжатия и, следовательно, при незначительном изменении теплового состояния двигателя можно считать, что тепло радиации двигателя в окружающую среду, а также тепло от неюлноты сгорания топлива практически останутся неизменными, поэтому можем написать следующее уравнение изменения теплового баланса:

$$\Delta\eta_e + \Delta q_w + \Delta q_m + \Delta q_{\text{вых}} = 0, \quad (20)$$

где  $\Delta\eta_e$  — изменение эффективного к. п. д.;  
 $\Delta q_w$  — изменение теплоотдачи в воду;  
 $\Delta q_m$  — изменение теплоотдачи в масло;  
 $\Delta q_{\text{вых}}$  — изменение тепла выхлопных газов.

Все величины даны в процентах от тепла, введенного с топливом.

Поскольку теплоотдача в масло  $q_m$  составляет величину порядка 2%, то ее изменение  $\Delta q_m$  —

величина мала. Строго говоря, при увеличении степени сжатия теплоотдача в масло должна возрастать вследствие увеличения мощности трения. В настоящих опытах теплоотдача в масло не замерялась. Однако постоянство перепада температур масла на входе и выходе (при допущении неизменности прокачки) указывает на то, что при изменении степени сжатия теплоотдача в масло практически не изменилась. Поэтому выражение (20) для изменения теплового баланса может быть упрощено:

$$\Delta\eta_e + \Delta q_w + \Delta q_{\text{вых}} = 0.$$

При повышении степени сжатия от 6,0 до 8,0 (при  $\alpha = 0,85$ ) имеем:

а) Эффективный к. п. д. двигателя увеличился от 19,7 до 22,7%; таким образом

$$\Delta\eta_e = +3\%.$$

б) Теплоемкость выхлопных газов уменьшилась на величину

$$\Delta q_{\text{вых}} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} c_p \cdot d.t}{H_u} (1 + a \cdot L_0) \approx \frac{c_p \Delta t_{\text{вых}}}{H_u} (1 + a L_0),$$

где  $\Delta t_{\text{вых}} = 110^\circ\text{C}$  (см. фиг. 2) — уменьшение температуры выхлопных газов;

$c_p \approx 0,268 \text{ кал/кг}$  — теплоемкость газов при температуре 750°С.

В результате подсчетов имеем

$$\Delta q_{\text{вых}} = -3,5\%.$$

в) Изменение теплоотдачи в воду

$$\Delta q_w = 0.$$

Суммируя эти величины, получим

$$\Delta\eta_e + \Delta q_w + \Delta q_{\text{вых}} = -0,5\%.$$

Таким образом приближенный расчет показывает, что результаты наших замеров увязываются между собой вполне удовлетворительно. Этот расчет подтверждает положение о том, что теплоотдача в воду при изменении степени сжатия в указанном диапазоне мало меняется; она остается примерно постоянной (с точностью до 5%).

Как показали результаты испытаний по определению температур блоков моторов типа М-100, изменение степени сжатия не дало практически изменения температур стенок блока, что подтверждает наши выводы о независимости  $q_w$  от  $\epsilon$  в указанных пределах.

Опыты Муклоу [12] на цилиндрах двигателей Роллс-Ройс и Нэпир показали, что теплоотдача в стенки при изменении степени сжатия практически остается постоянной, а тепло выхлопа при увеличении степени сжатия понижается.

Эти данные, приведенные в табл. 3, полностью подтверждают результаты данных опытов.

Таблица 3

Тепловой баланс (по Муклоу), отнесенный к высшей теплотворной способности, при составе смеси на 0,98 от максимальной мощности и  $P_k = 763 \text{ мм рт. ст.}$

$\epsilon$	Цилиндр Роллс-Ройс, бензол				Цилиндр Нэпир, бензин		
	4,0	5,0	6,0	7,0	3,5	4,0	4,5
Индикаторная мощность в % от тепла топлива, $\eta_i$	23,6	28,5	31,9	33,9	22,0	24,3	26,6
Тепло в стенки в % от тепла топлива, $q_w$	20,2	21,5	21,4	20,9	16,3	16,4	16,5
Тепло с выхлопом в % от тепла топлива, $q_{\text{вых}}$	42,6	41,7	41,5	40,1	44,2	43,0	42,7

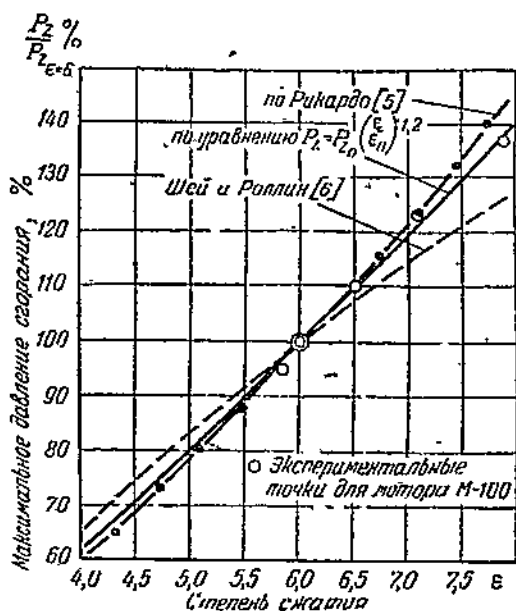
Значения наивыгоднейшего угла опережения зажигания  $\varphi_{\text{опт}}$  (см. фиг. 3) с увеличением степени сжатия уменьшается, что является следствием более высоких давлений и температур сжатия, т. е. увеличения скорости сгорания.

В нашем случае уменьшение  $\varphi_{\text{опт}}$  при увеличении степени сжатия  $\epsilon$  от 5,85 до 7,9 достигало  $3^\circ$ .

По данным Рикардо, полученным на двигателе Е-35, уменьшение оптимального угла опережения зажигания при увеличении степени сжатия более значительно, что, по видимому, объясняется конструктивными особенностями двигателей и числом оборотов. По Рикардо имеем: при  $\epsilon=6,0$   $\varphi_{\text{опт}}=24^\circ$ , при  $\epsilon=7,0$   $\varphi_{\text{опт}}=20,8^\circ$  (при средней скорости поршня 10 м/сек).

### Влияние степени сжатия на максимальное давление газов в цилиндре

На фиг. 7 дано сопоставление относительного изменения максимальных давлений сгорания  $P_z$



Фиг. 7. Относительное изменение максимального давления сгорания в зависимости от степени сжатия.

в зависимости от степени сжатия по данным Рикардо, Шей-Роллина и результатам наших опытов.

## IV. ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ НАДУВА, СТЕПЕНИ СЖАТИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА ВО ВСАСЫВАЮЩЕМ ТРУБОПРОВОДЕ НА СКЛОННОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ К ДЕТОНАЦИИ (Результаты экспериментов)

В результате детонационных испытаний на графике (фиг. 8) даны зависимости допустимого давления наддува и среднего эффективного давления от октанового числа топлива при четырех значениях степени сжатия (при постоянной интенсивности детонации). При прочих равных условиях имеем:

1) При увеличении октанового числа топлива допустимое давление наддува повышается; при этом чем выше абсолютная величина октанового

Эту зависимость можно выразить простым эмпирическим соотношением.

$$P_z = P_{z0} \left( \frac{\epsilon}{\epsilon_0} \right)^{1,2} \quad (21)$$

Подсчитанные по этой формуле значения  $P_z$  согласуются с опытными данными, и поэтому ее можно использовать для ориентировочных расчетов.

Вообще же абсолютные значения  $P_z$  и зависимость  $P_z$  от степени сжатия для различных двигателей колеблются в широких пределах, так как зависят от формы камеры сгорания, размерности двигателя, расположения свечей и других факторов.

Быстрое повышение максимального давления сгорания при увеличении степени сжатия является отрицательным моментом, ограничивающим рациональное повышение степени сжатия.

В результате изложенного выше можно сделать следующие выводы:

1. Испытания, проведенные при работе двигателя М-100 без детонации, подтвердили общезвестный характер влияния степени сжатия на протекание основных параметров двигателя; а именно:

а) Индикаторный к. п. д. двигателя при повышении степени сжатия увеличивается; для определения величины индикаторного к. п. д. можно пользоваться эмпирической зависимостью, предложенной проф. М. М. Масленниковым [1]:

$$\eta_i = \left( 1 - \frac{1}{\epsilon^{0,25}} \right) \eta_c \eta_w \eta_c \eta_D \quad (3)$$

б) Коэффициент наполнения для современных двигателей практически мало зависит от степени сжатия [см. уравнение (4)].

в) Вопреки данным Рикардо, Шей и Роллина можно считать, что теплоотдача в воду не зависит от степени сжатия.

г) Температура выхлопных газов и давление их в начале выхлопа при увеличении степени сжатия заметно уменьшаются, что облегчает условия работы выхлопных клапанов.

2. Повышение степени сжатия благоприятно влияет на протекание рабочего процесса, позволяет лучше использовать тепло топлива, вследствие чего повышается мощность и экономичность двигателя, а также снижаются вредные потери.

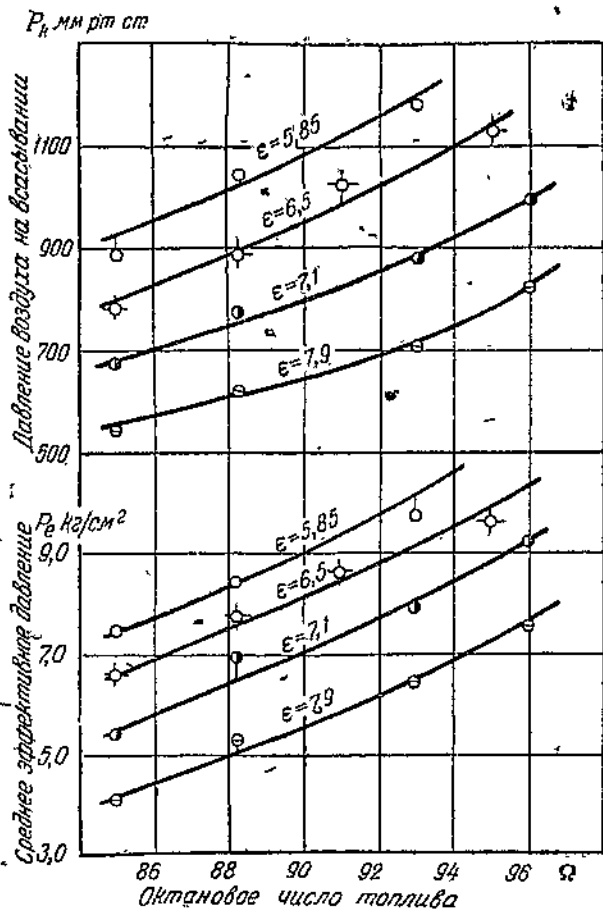
Однако повышение степени сжатия сопровождается значительным возрастанием максимального давления сгорания  $P_z$  и резким повышением требований к антидетонационным качествам топлива.

числа топлива, тем значительнее повышение  $P_z$ . В среднем на одну единицу приращения октанового числа топлива давление наддува можно повысить на 30 мм рт. ст. При низких степенях сжа-

\* Напомним, что шкала октановых чисел не является равномерной. Приращение октанового числа топлива на одну единицу при его высоких абсолютных значениях уменьшает склонность двигателя к детонации в большей степени по сравнению с таким же приращением в диапазоне низких октановых чисел.

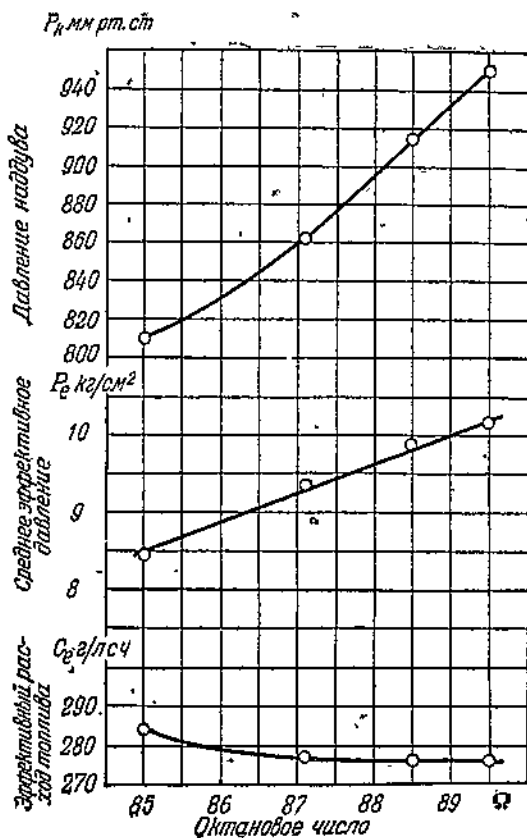
тия величина приращения больше 30 мм рт.ст., при высоких степенях сжатия — меньше.

2) При повышении степени сжатия кривые допустимых давлений наддува в зависимости от октанового числа топлива смещаются в сторону меньших  $P_k$ . Соответственно смещаются и кривые средних эффективных давлений.



Фиг. 8. Зависимость давления наддува и среднего эффективного давления от октанового числа топлива при постоянной интенсивности детонации. Одноблочный двигатель М-100 с нагнетателем. Режим:  $n=2300$  об/мин;  $t_k=120^\circ$  С;  $\alpha=0,9$ .

Б-78) при повышении октанового числа топлива на одну единицу давление наддува можно увеличить на 25—30 мм рт. ст. или на 3,0—3,5%.



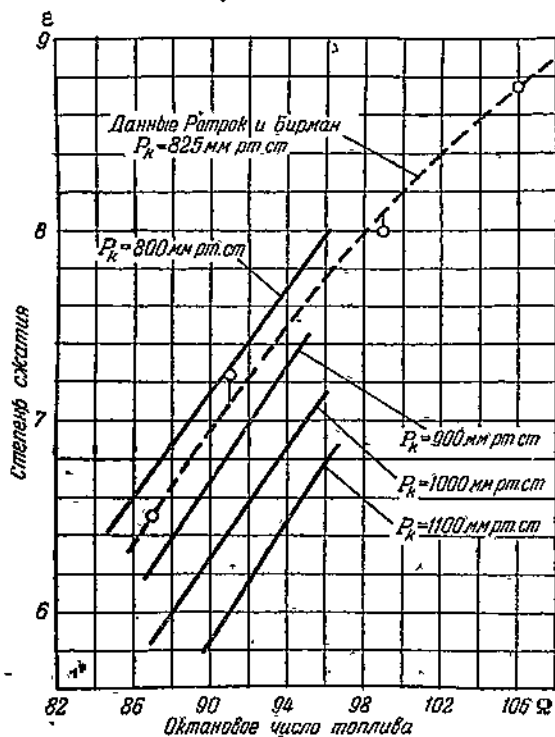
Фиг. 9. Зависимость давления наддува и среднего эффективного давления от октанового числа топлива при постоянной интенсивности детонации. Одноблочный двигатель М-105 ( $\epsilon=7,1$ ). Режим:  $n=2400$  об/мин;  $\alpha=0,82$ ;  $t_k=80^\circ$  С.

На фиг. 9 показана зависимость допустимого из условий детонации давления наддува от октанового числа топлива, полученная автором на одноблочном моторе М-105 с нагнетателем. Двигатель работал на топливе Б-74 с продуктом Р-9.

График показывает, что при повышении октанового числа топлива на одну единицу давление наддува можно повысить в среднем на 30 мм рт. ст., что полностью подтверждает данные, полученные на моторе М-100.

По данным экспериментов Ротрока и Бирмана [14], проведенным на одноцилиндровом двигателе с размерностью  $D=127$  мм и  $S=146$  мм, повышение октанового числа топлива на одну единицу позволяет повысить давление наддува в среднем на 16 мм рт. ст.

Эксперименты, проведенные автором на одноцилиндровом двигателе типа М-100 (на топливах Б-74 и Б-78 с продуктом Р-9), показали, что допустимое из условий детонаций давление наддува повышается на 15—25 мм рт. ст. на каждую единицу увеличения октанового числа топлива. В среднем можно считать, что при работе двигателя на бензинах прямой гонки (типа Б-74 и

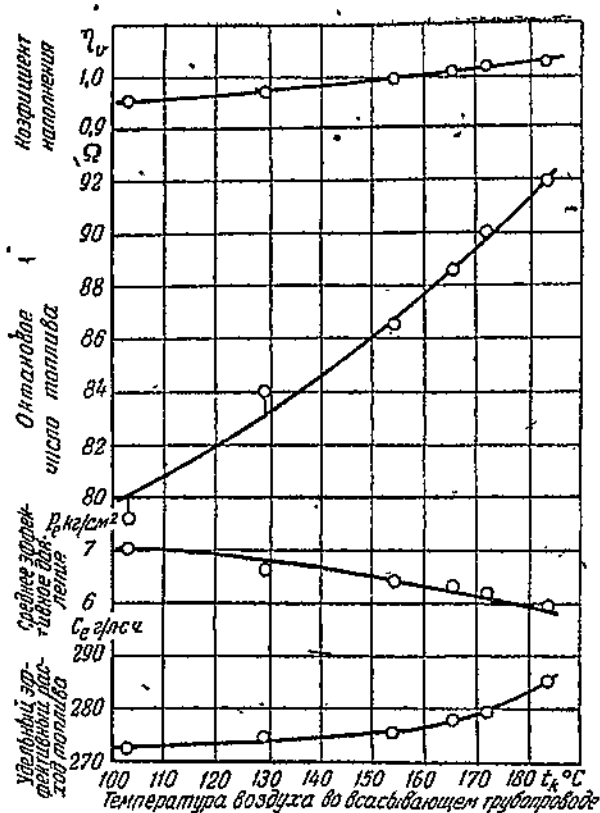


Фиг. 10. Зависимость допустимой степени сжатия двигателя от октанового числа топлива при постоянной интенсивности детонации. Одноблочный двигатель М-100 ( $n=2300$  об/мин;  $t_k=120^\circ$  С;  $\alpha=0,9$ ) и данные Ротрока и Бирмана.

Рассекая кривые фиг. 8 прямыми, параллельными оси абсцисс, получим связь между допустимой степенью сжатия и октановым числом топлива (фиг. 10). На фиг. 10 также показана зависимость допустимой степени сжатия от октанового числа топлива по опытам Ротрока и Бирмана [14], полученная на одноцилиндровом двигателе при  $n=2500$  об/мин,  $P_k=825$  мм рт. ст. и  $t_k=71^\circ\text{C}$ .

По кривым можно судить, что увеличение степени сжатия, при прочих равных условиях, требует значительного повышения октанового числа топлива. Так, увеличение степени сжатия от 6,5 до 7,9 (при  $P_k=800$  мм рт. ст.) требует повышения октанового числа топлива на десять единиц. В среднем в диапазоне изменения степени сжатия от 6,0 до 8,0 требуемое повышение октанового числа топлива при увеличении степени сжатия на одну единицу составляет семь единиц.

Согласно данным Ротрока и Бирмана, с увеличением степени сжатия требования к повышению октанового числа топлива возрастают прогрессивно. Для увеличения степени сжатия от 8,0 до 9,0 необходимо повысить октановое число топлива уже не на семь, а приблизительно на десять единиц, причем абсолютные значения октановых чисел топлива в этом случае превышают сто единиц. Очевидно, что для двигателей с чрезмерно высокими степенями сжатия при прочих равных условиях предъявляются очень высокие требования к антидетонационным качествам топлива.



Фиг. 11. Зависимость требуемого октанового числа топлива от температуры воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя при постоянной интенсивности детонации. Одноцилиндровый двигатель М-100 ( $\epsilon=5,85$ ). Режим:  $n=2300$  об/мин;  $P_k=800$  мм рт. ст.;  $\alpha=0,9$ .

На фиг. 11 показана зависимость октанового числа топлива от температуры воздуха  $t_k$  во всасывающем трубопроводе двигателя при постоянной

интенсивности детонации. Эта зависимость получена на моторе М-100 при  $\epsilon=5,85$ ,  $P_k=800$  мм рт. ст.,  $n=2300$  об/мин и  $\alpha=0,9$ .

Из графика видно, что при повышении температуры воздуха  $t_k$  от  $105$  до  $183^\circ$  требуемое октановое число топлива возрастает на 12 единиц. При этом чем выше температура воздуха  $t_k$ , тем сильнее сказывается ее увеличение на повышение требований к октановому числу топлива. Например, при повышении температуры воздуха  $t_k$  от  $100$  до  $110^\circ$  октановое число должно быть повышено на одну единицу, а при повышении  $t_k$  на  $10^\circ$ , но от исходного значения  $170^\circ$  требуемое повышение октанового числа топлива уже равно двум единицам.

Испытания, проведенные автором на одноцилиндровом двигателе типа М-100, показали, что при повышении температуры воздуха  $t_k$  (в диапазоне от  $40$  до  $125^\circ$ ) октановое число должно повышаться в среднем на одну единицу на каждые  $10^\circ$  увеличения температуры воздуха.

Испытания, проведенные на моторе М-82\*, дали тот же результат: в этом случае температура поступающего в нагнетатель воздуха изменялась от  $2$  до  $32^\circ$  (соответственно изменялась и температура воздуха  $t_k$ ), и была получена разница приблизительно в три единицы октанового числа топлива при работе мотора на неизменном режиме и при постоянной интенсивности детонации.

При работе двигателя на неизменном топливе повышение температуры воздуха  $t_k$  требует или понижения давления наддува, или понижения степени сжатия, или изменения какого-либо другого параметра, в результате которого снижалась бы склонность двигателя к детонации (при сохранении постоянного запаса по октановому числу топлива).

На фиг. 12 показана зависимость допустимого давления наддува от температуры воздуха  $t_k$  по данным испытаний двигателя АМ-38\*\*. На графике приведены три серии кривых для трех значений коэффициента избытка воздуха. Кривые показывают, что при повышении температуры воздуха  $t_k$  допустимое из условий детонации давление наддува значительно понижается. Так, при увеличении температуры воздуха  $t_k$  от  $70$  до  $160^\circ$  допустимое давление наддува (при  $\alpha=0,85$ ) понижается с  $1100$  мм рт. ст. до  $875$  мм рт. ст. или в среднем на  $25$  мм рт. ст. на каждые  $10^\circ$  увеличения температуры воздуха.

Примерно аналогичный результат был получен и по данным испытаний одноцилиндрового двигателя типа М-100.

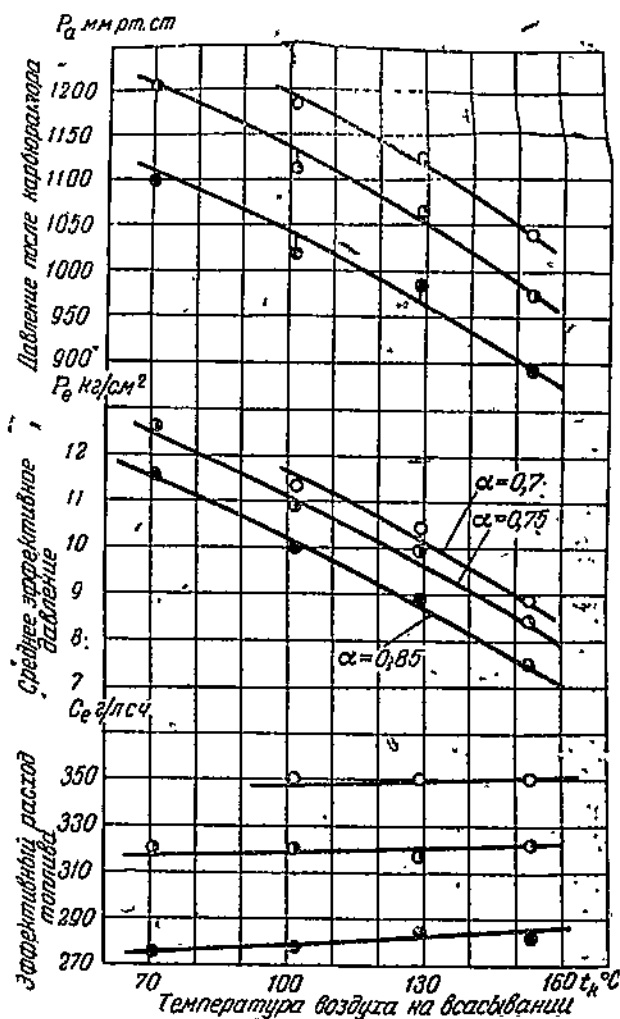
На фиг. 13 показаны результаты опытов Ротрока и Бирмана [14], полностью подтверждающие наши данные о значительном влиянии температуры воздуха  $t_k$  на склонность двигателя к детонации и, в частности, на величину допустимого давления наддува.

В опытах Ротрока и Бирмана обращает на себя внимание то, что при сравнительно низких температурах воздуха  $t_k$  (от  $50$  до  $80^\circ\text{C}$ ) изменение ее почти не сказывается на изменении склонности двигателя к детонации. Аналогичный результат был получен Рикардо [15] на двигателе с золотниковым распределением со степенью сжатия 4,3.

\* По опытам инж. Л. Е. Гинзбург. Результаты опытов не опубликованы.

\*\* По опытам ЦИАМ.

Из данных этих опытов, которые проводились при двух температурах воздуха на всасывании: 25—30° и 75—80°, видно, что температура воздуха не влияет заметно на изменение склонности двигателя к детонации. Причиной этого, по всей вероятности, является влияние изменения условий карбюрации.

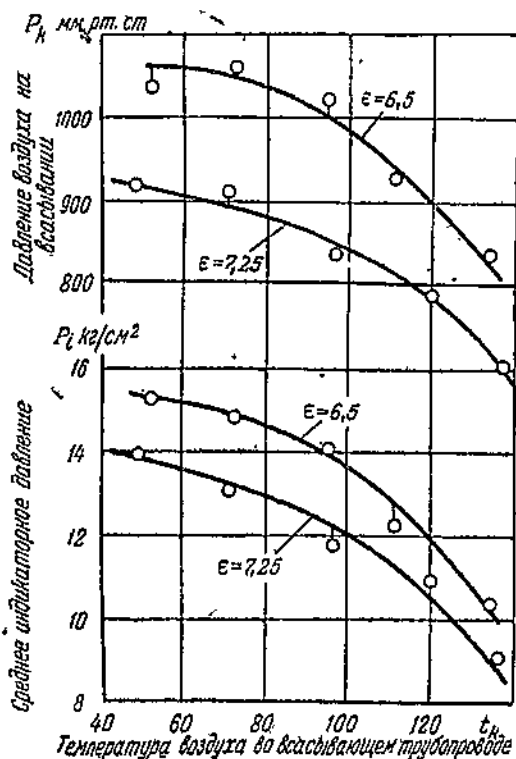


Фиг. 12. Зависимость допустимого давления наддува и других параметров работы двигателя от температуры воздуха во всасывающем трубопроводе. Одноблочный двигатель, АМ-38 ( $\epsilon=6,9$ );  $n=2160$  об/мин; топливо 3,5Б-74 с октановым числом 89. Интенсивность детонации постоянная.

В результате всех приведенных опытных данных можно считать установленным, что при более высоких температурах воздуха изменение ее сказывается более резко на изменении склонности двигателя к детонации.

Приведенные в настоящем разделе экспериментальные данные о влиянии на склонность двигателя к детонации давления наддува, степени сжатия и температуры воздуха на всасывании для раз-

личных двигателей дают в основном близкие результаты не только с качественной, но и с количественной точки зрения. Следует, однако, иметь в виду, что детонационные характеристики, в значительной степени индивидуальны и зависят от конструктивных особенностей двигателей, рода применяемого топлива и эксплуатационных факторов. Этими моментами и может объясняться некоторая разница в результатах испытаний на различных двигателях. Значительная разница в данных о влиянии давления наддува на требуемое октановое число топлива, полученная на одноцилиндровых и блочных двигателях, может объясняться изменением распределения смеси по цилиндрам при изменении давления наддува и другими факторами.



Фиг. 13. Влияние температуры воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя на допустимое давление наддува и среднее индикаторное давление по опытам Ротрока и Бирмана. Топливо с октановым числом 100. Интенсивность детонации постоянная.

Полученные данные позволяют сделать вывод, что при работе двигателей на бензинах прямой гонки типа Б-74 и Б-78 с добавлением продукта Р-9 при повышении октанового числа топлива на одну единицу можно повысить давление наддува в среднем на 25—30 мм рт. ст. (3,0—3,5%), или степень сжатия на 0,14 абсолютной величины, или температуру воздуха на всасывании на 10° С (при изменении  $t_k$  в диапазоне от 80 до 150° С).

## V. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Связь между допустимой из условий детонации величиной давления наддува и степенью сжатия

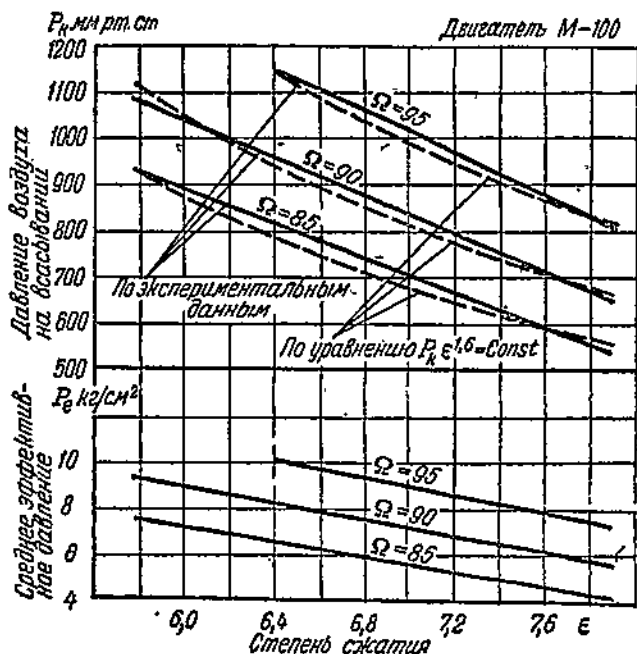
На основании приведенных выше материалов выясним влияние на работу двигателя изменения степени сжатия при одновременном изменении

давления наддува (при условии постоянства октанового числа топлива).

По данным фиг. 8 получена зависимость допустимого давления наддува от степени сжатия при трех значениях октанового числа топлива (85; 90 и 95). Эта зависимость показана на фиг. 14, из кото-

рой видно, что при постоянном октановом числе топлива и прочих равных условиях с уменьшением степени сжатия допустимое давление наддува значительно возрастает; при этом увеличивается среднее эффективное давление  $P_e$ .

Например, при работе на топливе с октановым числом 90 при степени сжатия 7,9 — допустимое давление наддува  $P_k = 650$  мм рт. ст. и среднее эффективное давление  $P_e = 5,6$  кг/см<sup>2</sup>, тогда как при степени сжатия 5,85  $P_k = 1080$  мм рт. ст. и  $P_e = 9,25$  кг/см<sup>2</sup>. Таким образом понижение степени сжатия с 7,9 до 5,85 позволяет повысить допустимое из условий детонации давление наддува на 66% и получить увеличение среднего эффективного давления на 65%. Обращает на себя внимание то, что увеличение среднего эффективного давления не соответствует повышению давления наддува, а отстает от соответствующего повышению наддува увеличения  $P_e$ ; последнее объясняется уменьшением индикаторного к. п. д. вследствие уменьшения степени сжатия.



Фиг. 14. Зависимость допустимого из условий детонации давления наддува и среднего эффективного давления от степени сжатия. Интенсивность детонации постоянная. Режим:  $n = 2300$  об/мин;  $t_k = 120^\circ \text{C}$ ;  $\alpha = 0,9$ .

Приведенные на фиг. 14 данные получены при неизменной температуре воздуха  $t_k$  на всасывании. Дальнейшие рассуждения ведутся в предположении, что температура воздуха на всасывании сохраняется постоянной\*.

Для анализа полученных экспериментальных данных необходимо напомнить некоторые основные понятия о сущности детонации в двигателях.

Детонация в двигателях представляет собой явление сгорания топлива при очень высоких скоростях. Возникновение детонационного сгорания по современным воззрениям обуславливается химической подготовкой смеси в период, предшествующий сгоранию. Источником возникновения детонации являются органические гидроперекиси и

перекиси; перекиси накапливаются главным образом в период, непосредственно предшествующий появлению детонационной волны, а именно — во время интенсивного сжатия смеси надвигающимся фронтом пламени после зажигания смеси. Часть смеси, сгорающая в последнюю очередь, подвергается интенсивному нагреву вследствие повышения давления при сжатии. Увеличение температуры и давления несгоревшей смеси способствует увеличению скоростей химических реакций и быстрому возрастанию концентрации перекисей. При определенной концентрации перекисей в несгоревшей части смеси возникает детонация.

Поэтому возникновение детонации в двигателе зависит в основном от начального химического состава смеси (состава топлива, состава смеси), начального ее состояния и условий изменения температуры и давления ее в период, предшествующий воспламенению.

Начальное состояние смеси характеризуется температурой и давлением ее.

На условия изменения температуры и давления смеси в период, предшествующий воспламенению, влияют не только факторы и параметры работы двигателя, непосредственно влияющие на температуру и давление смеси, сгорающей в последнюю очередь (степень сжатия, угол зажигания), но и такие факторы, как время (число оборотов), теплообмен смеси со стенками камеры сгорания, поршня и другими горячими деталями, условия завихрения смеси, наличие «горячих точек», способствующих активации молекул в зонах, примыкающих к ним, и др.

Временно исключая влияние на рабочую смесь окружающих стенок и рассматривая явление при постоянных прочих условиях (число оборотов, угол зажигания и т. д.), можем считать, что концентрация перекисей в части смеси, сгорающей в последнюю очередь, вызывающая детонацию, зависит от ее давления  $P_{сж}$  и температуры  $T_{сж}$ .

Давление  $P_{сж}$  лишь немного меньше максимального давления сгорания  $P_s$ , поэтому в первом приближении можно считать

$$P_{сж} \approx P_s.$$

Давление сгорания зависит главным образом от степени сжатия и давления наддува. При увеличении степени сжатия давление сгорания возрастает пропорционально степени сжатия в степени  $x \approx 1,2 < n_1$  [см. формулу (21)].

Повышение давления наддува  $P_k$  приводит к возрастанию давления сгорания  $P_s$ ; при этом  $P_s$  растет несколько быстрее, чем  $P_k$ . По опытам Муклоу [12], а также по данным испытаний двигателя АМ-34 можно считать, что  $P_s$  прямо пропорционально  $P_k^y$ , где  $y \approx 1,06$ ; поэтому выражение для  $P_s$  можно представить в следующем виде:

$$\frac{P_s}{P_{s0}} = \left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}\right)^x \left(\frac{P_k}{P_{k0}}\right)^y, \quad (22)$$

где

$$x \approx 1,2; \quad y \approx 1,06$$

или

$$P_s = b \varepsilon^{1,2} P_k^{1,06}, \quad (23)$$

где

$$b = \text{const.}$$

Предположим, что температура смеси, сгорающей в последнюю очередь, не зависит от сте-

\* Этот простой случай соответствует работе двигателя с неизменной окружной скоростью крыльчатки нагнетателя (при постоянных к. п. д. нагнетателя).

пени сжатия и давления наддува, тогда условие постоянства давления  $P_{cs}$  (или приближенно  $P_2$ ) будет условием постоянства состояния смеси в отношении ее подготовки к детонации, т. е. условием постоянства интенсивности детонации. Тогда при одновременном изменении степени сжатия и давления наддува можно написать

$$\varepsilon_1^x P_{k1}^y = \varepsilon_2^x P_{k2}^y$$

или

$$P_k \varepsilon^y \approx \text{const} \approx P_k \varepsilon^{1,13}. \quad (24)$$

В действительности температура смеси  $T_{cs}$  зависит не от давления  $P_{cs}$ , а от степени поджатия смеси, от температуры начала сжатия и от теплообмена со стенками.

При увеличении степени сжатия и уменьшении давления наддува в соответствии с уравнением (24), т. е. при  $P_2 = \text{const}$  степень поджатия смеси и температура смеси  $T_{cs}$  будут возрастать так, что интенсивность детонации будет усиливаться.

Это очевидно из следующего. Температуру смеси  $T_{cs}$  можно выразить так:

$$T_{cs} = T_a \left( \frac{P_{cs}}{P_a} \right)^{\frac{n-1}{n}} \approx T_a \left( \frac{P_2}{P_a} \right)^{\frac{n-1}{n}}, \quad (25)$$

где  $n$  — осредненный показатель политропы сжатия смеси<sup>\*)</sup>;  $P_a$  и  $T_a$  — давление и температура начала сжатия.

По условию имеем  $P_2 = \text{const}$ , получим

$$T_{cs} = \text{const} \frac{T_a}{P_k^{\frac{n-1}{n}}}$$

но  $P_k = \frac{\text{const}}{\varepsilon^{1,13}}$ , поэтому окончательно будем иметь

$$T_{cs} = \text{const} \cdot T_a \cdot \varepsilon^{1,13 \left( \frac{n-1}{n} \right)}$$

Так как  $n > 1$ , то показатель при  $\varepsilon$  больше нуля, и при повышении степени сжатия температура смеси  $T_{cs}$  будет увеличиваться.

Следовательно, при повышении степени сжатия и уменьшении давления наддува в соответствии с уравнением (24), при  $P_2 = \text{const}$  интенсивность детонации будет возрастать. Поэтому для получения постоянной интенсивности детонации необходимо, чтобы при повышении степени сжатия и уменьшении давления наддува максимальное давление сгорания несколько понижалось, т. е. при повышении степени сжатия давление наддува уменьшалось в большей степени, чем это следует из соотношения (24). Можно считать, что

$$P_k \varepsilon^m = \text{const} \quad (27)$$

где

$$m > \frac{x}{y} \approx 1,13.$$

\* Политропа сжатия смеси состоит из двух частей: политропы такта сжатия  $n_1$  и политропы сжатия части смеси, сгорающей в последнюю очередь,  $n_2$ . Хотя  $n_1$  и  $n_2$  отличаются друг от друга, но для упрощения мы рассматриваем осредненную политропу всего процесса поджатия.

Более точное выражение для  $T_{cs}$  имеет вид

$$T_{cs} \approx T_c \left( \frac{P_2}{P_c} \right)^{\frac{n_2-1}{n_2}}, \quad (26)$$

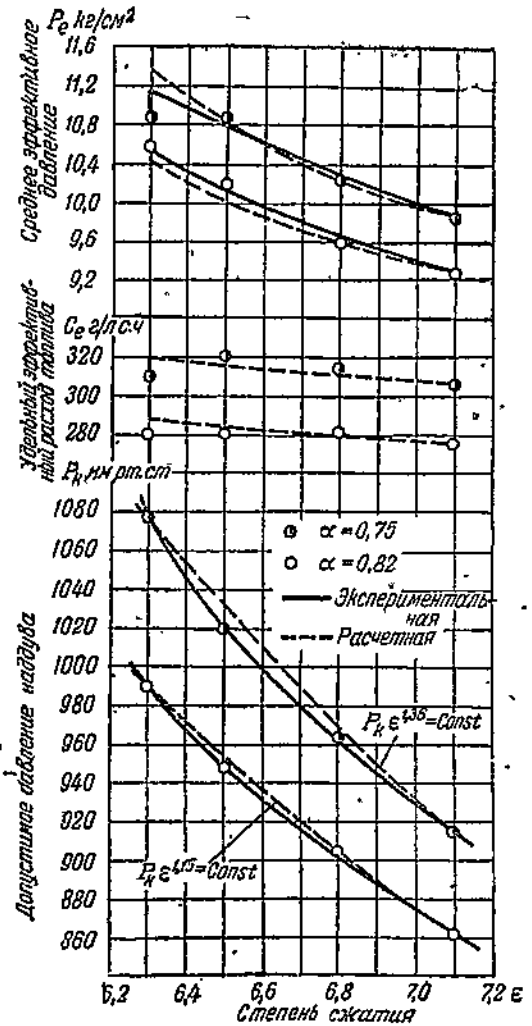
где

$$P_c = P_a \varepsilon^n; \quad T_c = T_a \varepsilon^{n-1}$$

и равно 1,15

Соотношение (27) есть частный случай общей зависимости, существующей между давлением и температурой части смеси, сгорающей в последнюю очередь, и характеризующей условие постоянства интенсивности детонации при работе на данном топливе.

Рассмотрим экспериментальные данные, подтверждающие справедливость соотношения (27), и определим значения показателя степени  $m$  в этом соотношении.



Фиг. 15. Зависимость давления наддува, среднего эффективного давления и удельного расхода топлива от степени сжатия при постоянной интенсивности детонации. Одноблочный двигатель М-105. Топливо 1,8Б-74. Октановое число 87,2.

На фиг. 14 пунктиром даны кривые, подсчитанные по формуле (27), причем показатель  $m$  в этом случае равен 1,6; при этом значении показателя расчетные кривые хорошо совпадают с экспериментальными данными, полученными на моторе М-100.

На фиг. 15 даны экспериментальные кривые  $P_k = f(\varepsilon)$ , полученные автором на моторе М-105, для двух значений коэффициента избытка воздуха:

$\alpha = 0,82$  и  $\alpha = 0,75$ , при работе двигателя на топливе 1,8Б-74 (октановое число  $\Phi = 87,2$ ). Из графика видно, что уменьшение степени сжатия от 7,1 до 6,3 позволяет увеличить давление наддува  $P_k$  от 860 до 990 мм рт. ст. (при  $\alpha = 0,82$ ) или на 15,5%. В этом случае значение показателя  $m$  равно 1,15 и значительно отличается от 1,36.

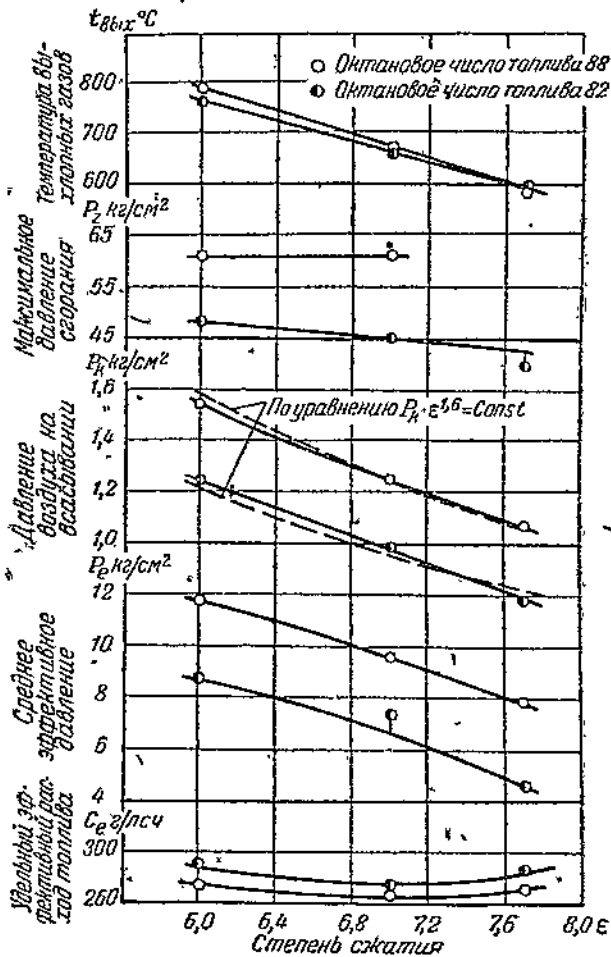
Ряд экспериментальных работ показывает, что показатель  $m$  колеблется в довольно широких пределах: от 1,00 до 1,8; среднее значение  $m=1,4-1,6$ .

Эта разница объясняется влиянием теплового состояния двигателя на температуру смеси в момент возникновения детонации и на степень химической подготовки смеси в предшествующий период и колебанием значений показателей  $x$ ,  $y$  и  $p_3$ . Кроме того, показатель  $m$  зависит от химического состава топлива.

Температура выхлопных клапанов при уменьшении степени сжатия должна возрастать.

Следовательно, исходное тепловое состояние двигателя определяется его конструкцией, зависит от условий охлаждения двигателя, числа оборотов и других параметров работы двигателя, сорта применяемого топлива (октанового числа топлива), определяющего исходную величину давления наддува, и т. д. Чем выше исходное температурное состояние двигателя, тем меньше возрастание давления наддува при уменьшении степени сжатия можно ожидать.

Характерны в этом отношении результаты испытаний, проведенные инж. Л. Е. Гинзбург, на моторе АМ. Результаты этих опытов (фиг. 16) показывают, что при работе на топливе с октановым числом 82 допустимое давление наддува  $P_k$  при уменьшении степени сжатия растет быстрее, чем при значении показателя  $m=1,6$ .



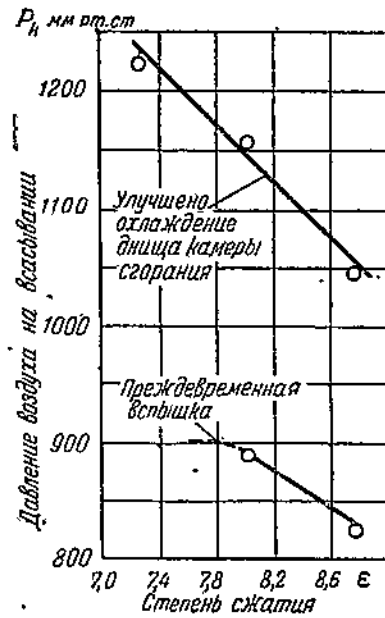
Фиг. 16. Изменение основных параметров работы двигателя АМ в зависимости от степени сжатия при постоянной интенсивности детонации.  
Режим:  $n=1950$  об/мин;  $\alpha=0,85$ .

Влияние температурного состояния двигателя при выводе соотношения (27) не учитывалось, однако оно, повидимому, значительно.

При повышении степени сжатия или давления наддува термическое состояние двигателя изменяется по различным законам, поэтому уменьшение степени сжатия может сопровождаться более или менее сильным возрастанием давления наддува в зависимости от исходного теплового состояния двигателя (и свечей), а также от исходного давления наддува.

При увеличении давления наддува температуры стенок камеры сгорания, клапанов, поршня, свечей значительно увеличиваются. Например, температуры стенок, по экспериментальным данным автора, возрастают прямо пропорционально давлению наддува в степени около 0,6 (при изменении  $P_k$  в пределах 700—1200 мм рт. ст.).

Изменение степени сжатия практически не оказывает заметного влияния на температуры стенок.



Фиг. 17. Зависимость допустимого давления наддува от степени сжатия при постоянной интенсивности детонации по опытам Ротрока и Бирмана. Топливо с октановым числом 106.  
Режим:  $n=2500$  об/мин;  $t_k=71^\circ$  С.

При работе же на топливе с октановым числом 88, т. е. при более форсированном по наддуву исходном режиме, допустимое давление  $P_k$  растет медленнее ( $m \approx 1,4$ ).

При более высоких значениях исходного давления наддува показатель  $m$  может быть еще ниже, если не устранены горячие точки в камере сгорания.

Показательны в этом отношении данные Ротрока и Бирмана [14], представленные на фиг. 17. При работе на топливе с октановым числом 106 при понижении степени сжатия от 8,75 до 8,0 давление наддува увеличилось с 825 до 890 мм рт. ст. Дальнейшее повышение давления наддува при уменьшении степени сжатия было невозможно вследствие появления преждевременных вспышек.

После улучшения охлаждения днища камеры сгорания допустимое давление наддува значительно возросло.

Так,

при  $\epsilon = 8,75$   $P_k = 1050$  мм рт. ст.,  
при  $\epsilon = 7,25$   $P_k = 1230$  мм рт. ст.

Эти данные соответствуют работе на топливе с октановым числом 127 при начальных условиях охлаждения.

По опытам Серрюи [16] на одноцилиндровом двигателе было получено увеличение допустимого давления наддува  $P_k$  от 655 до 760 мм рт. ст. при понижении степени сжатия  $\epsilon$  от 6,06 до 5,59; в этом случае  $m \approx 1,8$ .

По данным Муклоу [12] для цилиндра двигателя Нэпир имеем следующие значения абсолютного давления на всасывании (в мм рт. ст.) в зависимости от степени сжатия (табл. 4).

Таблица 4

	Степень сжатия		
	4,5	4,0	3,5
Начало слышимости стуков . . . . .	813	1040	1168
Легкая, перерывная детонация . . . . .	876	1143	1295

Значение показателя  $m$  по данным Муклоу равно 1,57.

Значения показателя  $m$  по экспериментальным данным для каждой характеристики  $P_k = f(\epsilon)$  также не являются постоянными вследствие изменения теплового состояния двигателя, поэтому приведенные выше значения являются средними.

Выше рассматривалось влияние степени сжатия на допустимое из условий детонации давление наддува при постоянной температуре воздуха на всасывании (по данным испытаний на станке). Давление наддува изменялось заслонкой на входе в нагнетатель.

В общем случае одновременно с изменением давления наддува изменяется и температура воздуха на всасывании; при этом температура воздуха является функцией давления наддува и высоты двигателя (при постоянном адиабатическом к. п. д. нагнетателя):

$$T_k = T_H + \frac{T_H \rho}{\rho_{ад}} \left[ \left( \frac{P_k}{P_{Hр}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right], \quad (28)$$

где  $P_{Hр}$  и  $T_{Hр}$  — параметры состояния воздуха на расчетной высоте.

Это соотношение дает связь между температурой воздуха и давлением наддува из условий работы нагнетателя.

Кроме того, при постоянной степени сжатия, по условию постоянства склонности двигателя к детонации, существует зависимость (19) между допустимым давлением наддува и температурой воздуха  $t_k$ . Эту эмпирическую зависимость можно выразить в первом приближении уравнением прямой:

$$P_k = P_{k0} - k(t_k - t_{k0}) \text{ мм рт. ст.} \quad (29)$$

При изменении  $t_k$  в диапазоне от 80—90° до 140—150°С коэффициент  $k$  может быть принят равным 2,5.

Соотношение (29) получено по данным экспериментов при постоянной степени сжатия. Как показали опыты Ротрока и Бирмана [14], изменение степени сжатия не меняет характера зависимости  $P_k = \Phi(t_k)$ , поэтому соотношение (29) можно применить к различным (постоянным) значениям степени сжатия.

Пользуясь полученными соотношениями (27) — (29), можно по исходным значениям степени сжатия  $\epsilon_0$  и давления наддува  $P_{k0}$  (при известных высоте двигателя и адиабатическом к. п. д. нагнетателя) определить зависимость давления наддува и температуры воздуха от степени сжатия при постоянной склонности двигателя к детонации. Соотношение (29) является приближенным, однако оно может быть использовано для целей анализа без значительных ошибок, если учесть, что при изменении степени сжатия и давления наддува в сравнительно небольших пределах температура воздуха меняется незначительно.

### Влияние совместного изменения степени сжатия и давления наддува на основные параметры двигателя при работе его на неизменном топливе

Зависимость основных параметров работы двигателя от степени сжатия при давлении наддува, подобранном на постоянную интенсивность детонации, можно проследить по кривым фиг. 16. Из графика видно, что при повышении степени сжатия и соответствующем уменьшении давления наддува:

а) Температура выхлопных газов при изменении степени сжатия от 7,7 до 6,0 понижается примерно на 160°, т. е. значительно быстрее, чем при повышении степени сжатия и сохранении постоянного давления наддува.

б) Максимальное давление сгорания\* при работе двигателя на топливе с октановым числом 82 несколько понижается. Это полностью согласуется с предыдущими рассуждениями, согласно которым при изменении степени сжатия и давления наддува в соответствии с выражением (27) при значении показателя  $m = \frac{x}{y} \approx 1,13$   $P_z = \text{const}$ , а при  $m > \frac{x}{y} \approx 1,13$   $P_z$  при повышении степени сжатия — понижается.

При работе на топливе с октановым числом 88 (показатель  $m = 1,4$ ) максимальное давление сгорания почти не меняется. Этот результат может быть следствием ошибок при эксперименте, тем более что количество опытных данных по совместному влиянию  $P_k$  и  $\epsilon$  на  $P_z$  явно недостаточно.

Вообще же при малых значениях показателя  $m$ , когда при понижении степени сжатия давление наддува возрастает замедленно, характер зависимости  $P_z = f(\epsilon, P_k)$  может получиться обратный, т. е. при повышении степени сжатия давление  $P_z$  будет не уменьшаться, а возрастать.

Характер протекания температуры выхлопных газов и максимального давления сгорания при

\* Данные фиг. 16 по температуре выхлопных газов и максимальному давлению сгорания получены в процессе контрольных испытаний при работе двигателя на недетонирующем топливе.

совместном изменении степени сжатия и давления наддува и при постоянной склонности двигателя к детонации является весьма существенным в отношении тепловых и динамических нагрузок. Можно считать, что при понижении степени сжатия и соответствующем повышении давления наддува резко увеличиваются температурные нагрузки на выхлопные клапаны, как вследствие значительного возрастания температуры выхлопных газов, так и из-за повышения давления их в первый период выхлопа (в период истечения газов).

Тепловое состояние головки цилиндра и поршня при понижении степени сжатия, по видимому, повышается в меньшей степени, чем при таком же повышении давления наддува, но при постоянной степени сжатия.

Поскольку при изменении степени сжатия и соответствующем изменении давления наддува максимальное давление сгорания меняется незначительно по сравнению с теми случаями, когда меняется только давление наддува или только степень сжатия, то можно считать, что форсировка двигателя в направлении понижения степени сжатия и повышения давления наддува практически не сопряжена с возрастанием динамических нагрузок на шатунно-кривошипный механизм.

Выше отмечалось, что зависимость мощности и удельного расхода топлива от степени сжатия при постоянной склонности двигателя к детонации обуславливается, помимо влияния давления наддува  $P_k$ , условиями изменения температуры воздуха на всасывании  $t_k$ , т. е. высотой двигателя.

По экспериментальным данным при  $t_k = \text{const}$ , при уменьшении степени сжатия, среднее эффективное давление и эффективная мощность двигателя значительно увеличиваются (см. фиг. 14—16), а удельный эффективный расход топлива почти не меняется (см. фиг. 15 и 16). Последнее объясняется возрастанием механического к. п. д. двигателя вследствие увеличения давления наддува.

В первом разделе нами были получены соотношения (13) и (15) для подсчета эффективной мощности и эффективного удельного расхода топлива.

Эти соотношения были проверены путем применения их к результатам испытаний мотора М-105 (см. фиг. 15). При подсчетах значения показателя  $m$  в уравнении (27) были приняты равными 1,15 и 1,36, т. е. по экспериментальным данным для данного двигателя. Расчетные кривые среднего эффективного давления  $P_e$  и удельного эффективного расхода топлива  $C_e$  на фиг. 15 даны пунктиром. Из фигуры видно, что расчетные кривые хорошо согласуются с опытными данными.

Для того чтобы определить влияние степени сжатия и давления наддува на мощность и экономичность двигателя для различных конкретных случаев изменения температуры воздуха на всасывании, а также факторы, которые должны учитывать конструкторы при выборе степени сжатия двигателя, были проделаны расчеты для двигателя с размерностью мотора М-105, имеющего следующие исходные данные:

Степень сжатия . . . . .  $\epsilon = 7,0$   
 Номинальное давление наддува . . . . .  $P_k = 1050 \text{ мм рт. ст.}$   
 Число оборотов . . . . .  $n = 2600 \text{ об/мин.}$

Высотность: на первой скорости нагнетателя . . . . .  $H_I = 2500 \text{ м}$   
 на второй скорости нагнетателя . . . . .  $H_{II} = 5000 \text{ м}$   
 Эффективный к. п. д. нагнетателя . . . . .  $\eta_c = 0,6$   
 Адиабатический . . . . .  $\eta_{ад} = 0,65$   
 Мощность трения (на земле) . . . . .  $N_f = 240 \text{ л. с.}$   
 Давление в выхлопных сборниках (на земле) . . . . .  $P_p = 780 \text{ мм рт. ст.}$   
 Коэффициент наполнения . . . . .  $\eta_g = 1,00$   
 Коэффициент избытка воздуха . . . . .  $\alpha = 0,85$

В результате подсчетов получены значения мощности и удельного расхода топлива при работе двигателя на земном номинале первой скорости нагнетателя:

Индикаторная мощность . . . . .  $N_i = 1485 \text{ л. с.}$   
 Эффективная мощность . . . . .  $N_e = 1125 \text{ л. с.}$   
 Эффективный удельный расход топлива  $C_e = 248 \text{ г/л. с. ч.}$

По этим исходным данным, пользуясь полученными выше соотношениями, были подсчитаны кривые зависимости мощности и удельного расхода топлива от степени сжатия и давления наддува при постоянной склонности двигателя к детонации\*.

Рассмотрены следующие три случая:

**1-й случай.** При изменении степени сжатия давление наддува изменяется по закону

$$P_k \epsilon^m = \text{const}$$

при постоянной температуре воздуха  $t_k$ .

Показатель  $m$  принят равным 1,4.

Этот случай имеет место при изменении давления наддува путем изменения положения дроссельной заслонки нагнетателя, т. е. при постоянной окружной скорости крыльчатки нагнетателя  $U_2$  (полагая к. п. д. нагнетателя неизменным).

При повышении давления наддува высотность такого двигателя понижается.

**2-й случай.** При изменении степени сжатия и давления наддува высотность двигателя сохраняется неизменной путем соответствующего изменения окружной скорости крыльчатки нагнетателя. Температура воздуха на всасывании меняется соответственно изменению давления наддува [по уравнению (28)]. Допустимое из условий детонации давление наддува в этом случае является функцией как степени сжатия, так и температуры воздуха на всасывании.

**3-й случай.** Двигатель имеет постоянную высотность. После нагнетателя установлен радиатор для охлаждения сжатого воздуха. При изменении давления наддува и температуры воздуха на выходе из нагнетателя геометрические размеры радиатора меняются таким образом, что температура воздуха  $t_k$  на всасывании (после радиатора) поддерживается постоянной и равной исходной величине  $t_{k_0}$ .

В этом случае давление наддува изменяется в зависимости от степени сжатия так же, как и в первом случае по формуле (27).

Результаты подсчетов для случая работы двигателя на земном номинале первой скорости нагнетателя даны на фиг. 18. Из графика видно, что:

\* Методика расчета кратко изложена в приложении.

1. При понижении степени сжатия двигателя с нагнетателем, у которого окружная скорость  $U_2$  охраняется неизменной (т. е. при  $t_k = \text{const}$ ),

а) эффективная мощность двигателя  $N_e$  возрастает значительно;

б) эффективный удельный расход топлива  $C_e$  возрастает незначительно;

в) высота двигателя  $H$  резко понижается.

Например, при  $\epsilon = 6,0$  имеем  $N_e = 1390 \text{ л. с.}$ , т. е. на 23% выше исходной величины;

$C_e = 261 \text{ г/л. с. ч.}$  (на 5% больше исходной величины),  $H = 700 \text{ м.}$

При  $\epsilon = 5,65$  высота у двигателя становится равной нулю\*.

Вследствие резкого падения высоты двигателя рассмотренный случай повышения мощности двигателя методом снижения степени сжатия представляет ограниченный практический интерес.

2. При неизменной высоте двигателя понижение степени сжатия приводит к более медленному по сравнению с первым случаем возрастанию допустимого из условий детонации давления наддува вследствие значительного повышения температуры воздуха на всасывании. В первом случае при  $t_k = 98^\circ = \text{const}$  и при  $\epsilon = 6,0$  допустимое давление наддува  $P_k = 1300 \text{ мм рт. ст.}$  В рассматриваемом случае  $P_k = 1240 \text{ мм рт. ст.}$  ( $t_k = 120^\circ$ ). Кроме того, вследствие увеличения адиабатической работы сжатия воздуха в нагнетателе значительно возрастает доля индикаторной мощности, затрачиваемая на привод нагнетателя [см. уравнение (11)]. Поэтому в рассматриваемом случае эффективная мощность при понижении степени сжатия возрастает незначительно, а эффективный удельный расход топлива повышается довольно заметно. При  $\epsilon = 6,0$  имеем  $N_e = 1200 \text{ л. с.}$ , т. е. только на 6,5% больше исходного значения  $N_e$ , а  $C_e = 274 \text{ г/л. с. ч.}$  — на 10,5% выше исходной величины  $C_e$ .

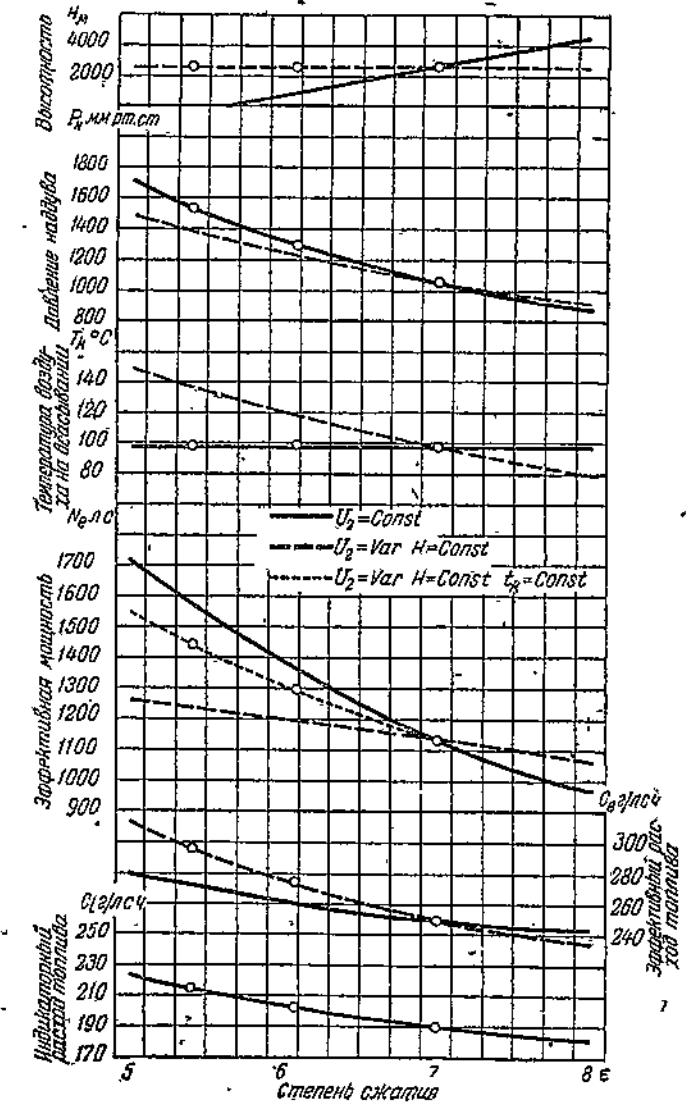
Следует обратить внимание на то, что повышение степени сжатия двигателя, высота которого поддерживается постоянной, позволяет получить довольно заметное улучшение экономичности двигателя при сравнительно небольшой потере мощности. Например, при повышении степени сжатия до 8,0 эффективный удельный расход топлива снижается на ~7% при понижении мощности только на 5%.

3. Если двигатель с постоянной высотой имеет радиатор для охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха, обеспечивающий получение исходной температуры воздуха  $t_k$  на всасывании, то при понижении степени сжатия мощность двигателя значительно возрастает, однако в меньшей степени, чем в первом случае, вследствие значительного возрастания доли индикаторной мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя.

Эффективный удельный расход топлива будет практически таким же, как и для двигателя с переменной окружной скоростью крыльчатки нагнетателя, но без радиатора (второй случай). Повышение механического к. п. д. двигателя при работе с радиатором компенсируется затратой до-

полнительной мощности на нагнетатель, необходимой на преодоление гидравлических сопротивлений в радиаторе.

При степени сжатия  $\epsilon = 6,0$  эффективная мощность двигателя выше исходной на 16%.



Фиг. 18. Влияние совместного изменения степени сжатия и давления наддува на основные параметры работы двигателя при постоянной склонности к детонации для трех случаев изменения температуры воздуха во всасывающем трубопроводе (расчетные данные для двигателя с размерностью мотора М-105).

Из фиг. 18 можно сделать следующие выводы:

1. Положение о том, что высокую мощность двигателя можно получить при низкой степени сжатия и высоком давлении наддува, справедливо только при неизменной температуре воздуха на всасывании двигателя. Для двигателя, высота которого поддерживается неизменной, понижение степени сжатия и соответствующее повышение давления наддува при возрастающей температуре воздуха на всасывании является неэффективным, так как приводит к незначительному приросту мощности и значительно ухудшает экономичность.

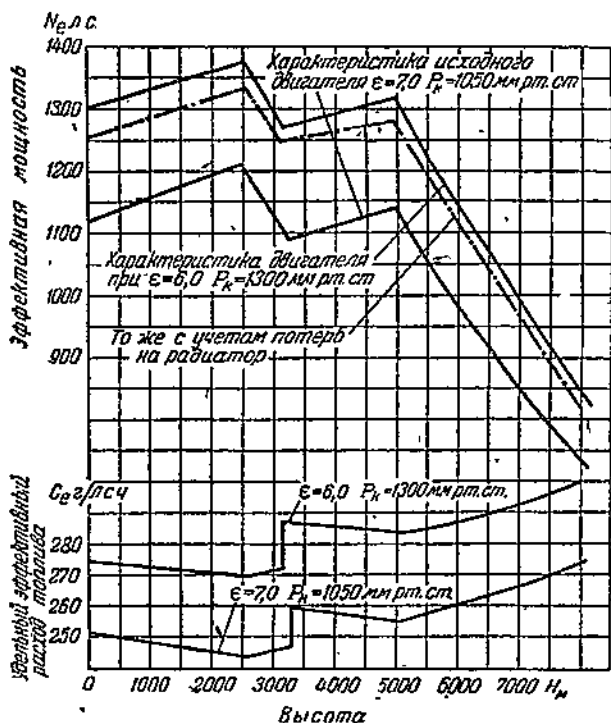
2. При сохранении окружной скорости крыльчатки нагнетателя неизменной также понижается и высота двигателя.

Для повышения экономичности двигателя необходимо повышать степень сжатия и снижать дав-

\* Поэтому кривые  $P_k$ ,  $N_e$  и  $C_e$  на фиг. 18 при  $\epsilon < 5,65$  для первого случая имеют условный смысл.

ление наддува в ущерб мощности двигателя; для двигателя с неизменной окружной скоростью крыльчатка нагнетателя при этом достигает увеличения высотности.

Так как существенное повышение мощности двигателя при работе на данном топливе методом понижения степени сжатия и увеличения давления наддува можно получить только при сохранении неизменной температуры воздуха на всасывании,



Фиг. 19. Высотные характеристики двигателя с исходной степенью сжатия 7,0 и того же двигателя с пониженной степенью сжатия до 6,0. Двигатель в обоих случаях работает на одинаковом топливе и имеет радиатор для охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха.

то, чтобы не снизить высотность двигателя вместе с повышением окружной скорости крыльчатки нагнетателя, необходимо применять охлаждение воздуха в специальных радиаторах\*. Этот способ понижения температуры воздуха является хотя и громоздким, однако самым радикальным.

Для повышения мощности двигателя с большой высотностью установка радиатора становится неизбежной.

Наличие на моторе Мерлин 61 радиатора для охлаждения воздуха подтверждает полную практическую возможность применения радиаторов на моторах. Имеющийся опыт применения радиаторов на отечественных моторах также показывает, что размещение радиаторов на моторе является вполне возможным.

\* Понижения температуры воздуха  $t_k$  можно достигнуть также улучшением гидравлики нагнетателя (в частности увеличением адиабатического к. п. д.). На высотах ниже расчетной можно применять:

а) нагнетатели с бесступенчатым приводом, а также многоскоростные.

б) поворотные лопатки проф. Поликовского.

Понижение температуры воздуха любыми методами, позволит существенно повысить мощность двигателя путем соответствующего увеличения давления наддува  $P_k$  (при  $\epsilon = \text{const}$ ); однако более высокую мощность можно получить при совместном изменении  $P_k$  и  $\epsilon$  и при  $t_k = \text{const}$ .

На фиг. 18 показаны (кружками) точки, для которых были подобраны радиаторы, обеспечивающие сохранение неизменной температуры воздуха ( $t_k = 98^\circ\text{C}$ ). Температура воды в радиаторах принята равной  $70^\circ$  (самостоятельный охлаждающий контур).

Геометрические размеры радиаторов (два радиатора на мотор) оказались вполне приемлемыми. Например, радиатор для точки  $\epsilon = 5,4$  имеет следующие размеры: длина 300 мм; диаметр 120 мм; поверхность охлаждения  $1,805 \text{ м}^2$ .

Установка на моторе радиаторов вызывает следующие дополнительные потери\*.

а) на лобовое сопротивление самолетного радиатора (для охлаждения воды),

б) на провоз радиаторов и их системы охлаждения.

Основное значение имеют потери на лобовое сопротивление радиаторов, но и они по сравнению с получаемым выигрышем невелики.

На фиг. 19 даны две высотные характеристики двигателя, для которого производились все расчеты\*\* : первая характеристика исходного двигателя при  $\epsilon = 7,0$  и номинальном давлении наддува  $P_k = 1050 \text{ мм рт. ст.}$ , вторая — для того же двигателя при  $\epsilon = 6,0$  и номинальном давлении наддува  $P_k = 1300 \text{ мм рт. ст.}$  с радиатором для охлаждения воздуха. Высотная характеристика двигателя с пониженной степенью сжатия и увеличенным давлением наддува располагается значительно выше характеристики исходного двигателя. Прирост мощности (без учета потерь на лобовое сопротивление самолетного радиатора) для земли и пик первой и второй скоростей нагнетателя соответственно равен 16; 13,5 и 15,5%.

Если учесть потери на лобовое сопротивление самолетного радиатора (при скорости полета самолета  $680 \text{ км/час}$  на высоте  $5000 \text{ м}$ ), то на пиках первой и второй скоростей нагнетателя прирост мощности по сравнению с исходным двигателем равен соответственно 10 и 12%, т. е. весьма значителен.

На фиг. 20 даны кривые эффективной мощности в зависимости от степени сжатия при переменном давлении наддува и  $t_k = \text{const}$  (двигатель с радиатором) для четырех значений октанового числа топлива.

При построении кривых принято, что при  $\epsilon = 7$  и  $t_k = \text{const}$  давление наддува можно повысить на 32 мм рт. ст. на каждую единицу приращения октанового числа топлива. При постоянном октановом числе топлива давление наддува при изменении степени сжатия меняется согласно соотношению (27) с показателем  $m = 1,4$ . График показывает, что для получения мощности  $N_e = 1300 \text{ л. с.}$  давление наддува исходного двигателя ( $\epsilon = 7,0$ ) следует повысить на  $\sim 150 \text{ мм рт. ст.}$ , для чего требуется повышение октанового числа топлива на 4,5 единицы. При этом также необходима установка радиатора для охлаждения сжатого воздуха, но несколько меньших размеров.

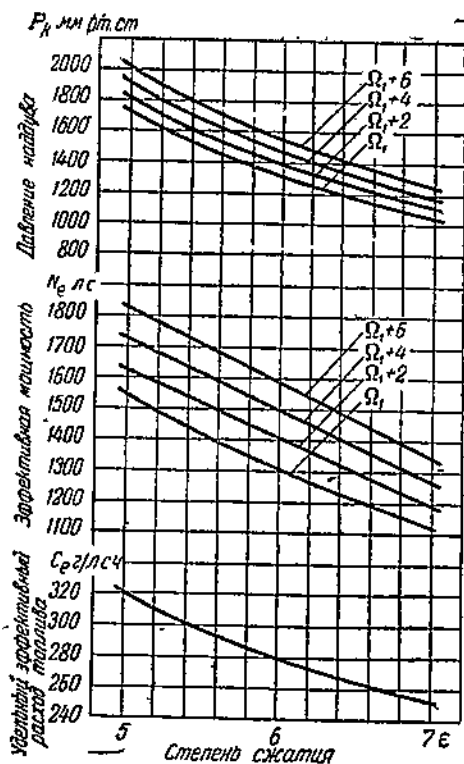
Таким образом для достижения той же величины мощности двигателя понижение степени

\* Потери на увеличение мощности нагнетателя вследствие наличия гидравлических потерь в радиаторах учитывались при подсчетах кривых фиг. 18.

\*\* См. приложение, п. 3.

сжатия на одну единицу (от 7,0 до 6,0) эквивалентно повышению октанового числа топлива на 4,5 единицы\*.

Выше был рассмотрен случай понижения степени сжатия исходного двигателя до 6,0 с целью увеличения его мощности. Из фиг. 18 можно видеть, что при дальнейшем понижении степени сжатия двигателя с радиатором мощность  $N_e$  продолжает возрастать и при  $\epsilon=5,0$  будет на 38% выше исходной ( $P_k \approx 1700$  мм рт. ст.).



Фиг. 20. Влияние совместного изменения степени сжатия, давления наддува и октанового числа топлива на основные параметры работы двигателя с неизменной высотой и постоянной температурой воздуха на всасывании.

Однако при понижении степени сжатия, помимо усложнения винтомоторной установки, вследствие необходимости постановки радиаторов, при соответствующем увеличении давления наддува значительно возрастает тепловая нагрузка двигателя и особенно выпускных клапанов (см. фиг. 16). Поэтому пределом понижения степени сжатия и соответствующего повышения давления наддува с целью увеличения мощности двигателя является допустимая теплонапряженность двигателя.

В заключение этого раздела рассмотрим два случая изменения параметров работы двигателя при повышении октанового числа топлива.

В первом случае при постоянной степени сжатия соответственно увеличивается давление наддува, во втором — при неизменном давлении наддува увеличение октанового числа топлива используется на повышение степени сжатия.

\* В случае ограниченности ресурсов высокооктановых топлив конструктор имеет возможность понизить требования двигателя к октановому числу при сохранении его мощности и некотором ухудшении экономичности путем понижения степени сжатия двигателя и некоторого повышения давления наддува (для компенсации уменьшения индикаторного к. п. д. вследствие понижения степени сжатия).

На фиг. 20\* видим, что при постоянной степени сжатия  $\epsilon=7,0$  и  $t_k=\text{const}$  повышение октанового числа топлива на шесть единиц позволяет увеличить мощность двигателя от 1125 до 1350 л. с. т. е. на 20%. Таким образом прирост мощности двигателя на единицу приращения октанового числа топлива составляет в этом случае примерно 3,3%. Эффективный расход топлива практически почти не изменяется.

При увеличении степени сжатия от 7,0 до 8,0 (при  $P_k=\text{const}$ ) требуемое октановое число топлива повышается на семь единиц, индикаторный к. п. д. двигателя возрастает примерно на 5,5% и механический к. п. д. на 1%. Считая, что при повышении степени сжатия коэффициент наполнения остается неизменным, получим приращение мощности двигателя на единицу приращения октанового числа топлива, равное 0,9%. Эффективный удельный расход топлива при этом уменьшается также на 0,9% на единицу приращения октанового числа топлива.

Таким образом, применительно к рассматриваемому двигателю, увеличение давления наддува по сравнению с повышением степени сжатия при повышении октанового числа топлива дает примерно в 3,5 раза большее приращение мощности и практически не сказывается на экономичности двигателя.

Поэтому при улучшении антидетонационных качеств топлива, а также при наличии излишнего запаса по октановому числу топлива для получения от двигателя максимальной мощности необходимо использовать весь резерв антидетонационных качеств топлива в направлении повышения давления наддува при неизменной степени сжатия.

#### О выборе рациональной степени сжатия и давления наддува

Совместное изменение степени сжатия и давления наддува сказывается на изменении всех основных параметров работы двигателя. Очевидно, что к вопросу выбора рациональной степени сжатия и соответствующей величины давления наддува можно подходить с различных точек зрения, и в соответствии с этим будут получены различные результаты. Наибольший интерес представляет влияние совместного изменения степени сжатия и давления наддува на мощность двигателя и экономичность работы винтомоторной установки. Поэтому вопрос выбора рациональной степени сжатия рассмотрим с точки зрения: 1) получения от двигателя максимальной мощности и 2) достижения наиболее выгоднейшей экономичности.

Выше было установлено, что для повышения мощности двигателя при работе на заданном топливе целесообразно понижать степень сжатия, повышать давление наддува в соответствии с уравнением (27), а также обеспечить сохранение температуры воздуха во всасывающем трубопроводе на неизменном уровне\*.

При таком изменении степени сжатия и давления наддува максимальное давление сгорания уменьшается незначительно, и, следовательно, повышение мощности не сопровождается возрастанием динамических нагрузок на основные детали двигателя.

\* Для двигателя с заданной высотой всасывания постоянная температура воздуха на всасывании обеспечивается установкой радиатора для охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха.

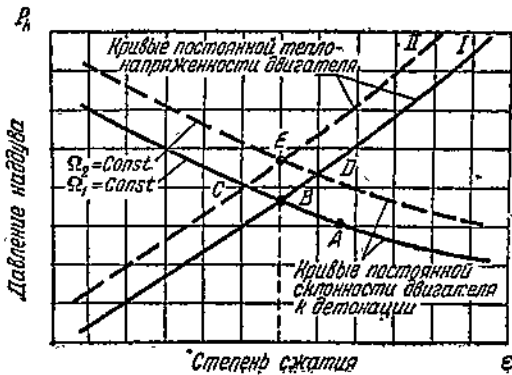
При улучшении антидетонационных качеств топлива и соответствующем повышении давления наддува, с целью получения максимального прироста мощности (т. е. при сохранении неизменной степени сжатия), теплонапряженность двигателя возрастает и также ограничивает возможное повышение мощности двигателя.

Таким образом предел повышения мощности определяется допустимой теплонапряженностью деталей двигателя, работающих при высоких термических нагрузках, т. е. требуемой надежностью двигателя, или можно сказать, что вопрос повышения мощности двигателя — это, в основном, вопрос повышения его надежности.

Под надежностью двигателя мы понимаем надежность деталей, работающих при высоких термических нагрузках, главным образом надежность работы выхлопных клапанов.

Выхлопные клапаны являются наиболее напряженными в тепловом отношении деталями. В отличие от поршня и головки температурное состояние выхлопных клапанов зависит в сильной степени и от давления наддува и от степени сжатия (тогда как температурное состояние поршня и головки зависит только от давления наддува).

При совместном изменении степени сжатия и давления наддува (при постоянной склонности к детонации) влияние изменения этих параметров на температурное состояние выхлопных клапанов сказывается в одном направлении и тем самым значительно усиливается. Степень увеличения температурной напряженности выхлопных клапанов при понижении степени сжатия определяется скоростью повышения давления наддува, т. е. показателем  $m$  в уравнении (27). Чем больше показатель  $m$ , тем резче возрастает мощность двигателя и тепловая нагрузка на выхлопные клапаны. Так как для различных двигателей и топлив показатель  $m$  различен, то и изменение температурной напряженности выхлопных клапанов в зависимости от степени сжатия и давления наддува также различно.



Фиг. 21.

Надежность работы двигателя и, в частности, влияние на надежность выхлопных клапанов основных параметров работы двигателя почти не исследованы, тем не менее можно считать, что при повышении давления наддува для сохранения постоянной надежности двигателя степень сжатия должна увеличиваться. Последнее положение очевидно, поскольку при повышении давления над-

\* Применительно к поршню можно предполагать, что условием постоянства надежности его является постоянство давления наддува.

дува теплонапряженность выхлопных клапанов двигателя возрастает, а при повышении степени сжатия понижается\*.

На фиг. 21 даны кривые давления наддува как функции степени сжатия: 1) при постоянной склонности двигателя к детонации и 2) при постоянной теплонапряженности двигателя (первые кривые рассмотрены нами выше, вторые — являются гипотетическими).

При движении по кривой постоянной склонности двигателя к детонации в направлении уменьшения степени сжатия, как уже было отмечено выше, мощность двигателя значительно повышается, динамические нагрузки на основные детали двигателя остаются практически неизменными\*\*, и резко увеличивается теплонапряженность двигателя. Наоборот, при движении по кривой постоянной теплонапряженности двигателя в направлении повышения степени сжатия увеличение мощности двигателя сопровождается значительным возрастанием требований к антидетонационным качествам топлива, а также повышением динамических нагрузок на детали двигателя вследствие возрастания максимального давления сгорания. Очевидно, что величина приращения мощности двигателя на единицу приращения октанового числа топлива при движении по кривой, равной теплонапряженности, применительно к рассматриваемому примеру, будет иметь какое-то промежуточное значение между 3,3 и 0,9%, полученное для случаев изменений давления наддува (при  $\epsilon = \text{const}$ ) и степени сжатия (при  $P_n = \text{const}$ ).

На основании изложенного выше можно определить понятие рациональной с точки зрения мощности степени сжатия двигателя.

Рациональной, или «мощностной», степенью сжатия является такая, при которой (при соответствующем давлении наддува):

- 1) полностью используются антидетонационные качества топлива и
- 2) двигатель работает на пределе своей надежности.

Для каждого двигателя, в зависимости от индивидуальных особенностей его конструкции, «мощностная» степень сжатия будет иметь различную величину. В процессе развития двигателя его «мощностная» степень сжатия меняется. Фиг. 21 иллюстрирует это положение.

Допустим, что степень сжатия и давление наддува двигателя соответствуют точке А, двигатель работает на топливе с октановым числом  $\Omega_1$  и антидетонационные качества топлива используются полностью. Пусть допустимая теплонапряженность этого двигателя показана кривой I. Очевидно, что мощность такого двигателя при работе на том же топливе может быть повышена путем понижения степени сжатия и соответствующего увеличения давления наддува. Рациональные значения степени сжатия и давления наддува такого двигателя соответствуют точке В. Если при дальнейшем совершенствовании двигателя надежность его работы повысилась и допустимая теплонапряженность новой модификации двигателя соответствует кривой II, то «мощностная» степень сжатия при работе на том же топливе будет иметь еще

\*\* Постоянство динамических нагрузок на основные детали двигателя при повышении его мощности методом понижения степени сжатия весьма существенно с точки зрения веса двигателя, который в этом случае будет возрастать незначительно.

меньшую величину (точка С). Наоборот, при улучшении антидетонационных качеств топлива (при повышении октанового числа топлива до значения  $\Omega_2$ ) и неизменной надежности двигателя «мощностная» степень сжатия повышается (точка D).

Можно сделать вывод, что при наличии запаса по надежности двигателя и при работе его с полным использованием антидетонационных качеств топлива степень сжатия этого двигателя должна понижаться; для двигателя же, работающего на пределе надежности при неполном использовании антидетонационных качеств топлива, степень сжатия должна увеличиваться. Давление наддува необходимо повышать как в первом, так и во втором случаях.

Предыдущие рассуждения основаны на предположении, что фактором, лимитирующим повышение мощности, является теплонпряженность выхлопных клапанов (этот случай наиболее типичен), и не могут быть распространены на случаи, когда форсировка двигателя ограничивается надежностью других деталей!

Развитие двигателей в направлении повышения их мощности должно идти по линии увеличения давления наддува; для этого требуется повышение надежности двигателей, а также применение топлив с улучшенными антидетонационными качествами.

Увеличение давления наддува должно сопровождаться повышением степени сжатия, когда увеличение мощности ограничивается надежностью работы выхлопных клапанов, и понижением степени сжатия, когда повышение мощности ограничивается антидетонационными качествами применяемого топлива.

Поэтому всякое улучшение как антидетонационных качеств топлива, так и конструкции двигателя может быть связано с необходимостью пересмотра не только величины давления наддува, но и степени сжатия.

При эксплуатации двигателя на топливах с различными антидетонационными качествами целесообразно иметь несколько его модификаций (по числу топлив), отличающихся друг от друга величинами степеней сжатия и давлений наддува.

Известны модификации для работы на разных топливах двигателей фирмы Райт (см. табл. 1) и Даймлер-Бенц. Одна из последних модификаций двигателей этой фирмы мотор DB-601N имеет степень сжатия 7,9 и работает на топливе с октановым числом 100. Однако широкого распространения двигатель DB-601N не получил, повидимому, вследствие ограниченности в Германии ресурсов 100-октановых топлив.

Рациональную «мощностную» степень сжатия и давление наддува можно выбрать конкретно для каждого мотора с учетом изложенных положений и на основе анализа данных эксплуатации мотора (с точки зрения надежности работы высоконагруженных в термическом отношении деталей).

При запасе надежности двигателя повышение мощности значительно упрощается. В противном случае требуется конструктивная переделка деталей двигателя и соответствующая доводка новой конструкции\*!

\* В качестве временной меры, облегчающей доводку двигателя, можно указать применяемое на практике снижение срока службы мотора или на некоторое обогащение смеси. Обогащение смеси резко снижает теплонпряженность двигателя.

В практике необходимо после ориентировочного выбора новых значений степени сжатия и давления наддува проверить экспериментально склонность двигателя к детонации (наличие требуемого запаса по октановому числу топлива) и провести длительное испытание мотора на надежность.

Из табл. 1 видно, что отечественные моторы, как правило, имеют степени сжатия более высокие, чем иностранные (за исключением моторов DB-601).

Возможность повышения мощности отечественных моторов понижением степени сжатия важна тем, что ресурсы увеличения мощности методом увеличения давления наддува вследствие повышения октанового числа топлива и обогащения смеси ограничены.

Повышение мощности двигателя методом понижения степени сжатия сопровождается некоторым ухудшением экономичности. Экономичность двигателя (при постоянном составе смеси) можно повысить только увеличением степени сжатия, что при работе на данном топливе неизбежно связано с большей или меньшей потерей мощности.

Поэтому повышение экономичности двигателя при сохранении неизменной его мощности сводится к применению топлив с улучшенными антидетонационными качествами.

Можно считать, что достижение высокой экономичности работы двигателя необходимо, главным образом, на крейсерских режимах и применительно к двигателям для авиации дальнего радиуса действия.

Поскольку на крейсерских режимах моторы работают на обедненных (до  $\alpha \approx 0,9-0,95$ ) смесях, то вопрос экономичности в предположении постоянного состава смеси вовсе не является абстрактным!

Для выбора рациональной в отношении экономичности степени сжатия и давления наддува при работе на данном топливе рассмотрим баланс веса моторной установки и веса запаса топлива на заданное число часов полета самолета!

Напишем

$$g_2 = g_{м.у} + C_0 \tau, \quad (30)$$

где

$g_2$  — удельный вес моторной установки с учетом веса топлива (или удельный полетный вес установки), кг/л. с.;

$g_{м.у}$  — удельный конструкционный вес моторной установки, кг/л. с.;

$C_0$  — удельный расход топлива, кг/л. с. ч.

$\tau$  — продолжительность полета в часах.

При работе двигателя на неизменном топливе повышение степени сжатия, связанное с необходимостью снижения давления наддува, приводит к падению мощности двигателя и возрастанию удельного конструкционного веса двигателя (и моторной установки); удельный эффективный расход топлива при этом уменьшается.

Можно считать, что при работе на данном топливе (при прочих равных условиях) удельный вес двигателя, имеющего повышенную степень сжатия, будет всегда больше удельного веса аналогичного по конструкции мотора с невысокой степенью сжатия, т. е. можно утверждать, что чем двигатель экономичнее, тем он тяжелее.

Поэтому увеличение степени сжатия с целью повышения экономичности двигателя может ока-

заться невыгодным не только с точки зрения мощностных показателей мотора, но также и экономичности его работы в более широком смысле этого слова.

Анализ уравнения (30) показывает, что при повышении степени сжатия первый член правой части уравнения (т. е. удельный конструкционный вес моторной установки) увеличивается, в то время как второй член, представляющий собой удельный запас горючего в баках, уменьшается. В итоге при повышении степени сжатия удельный полетный вес установки  $g_z$  может уменьшаться или возрастать в зависимости от того, которое из слагаемых оказывает на  $g_z$  доминирующее влияние. Можно ожидать, что кривая зависимости удельного полетного веса установки от степени сжатия будет иметь минимум, положение которого определится исходной величиной веса моторной установки, а также заданным временем и режимом полета.

Условимся называть рациональной с точки зрения экономичности степенью сжатия такую ее величину, при которой: 1) для заданного режима и продолжительности полета удельный полетный вес установки будет минимальным и 2) при соответствующем давлении наддува на номинальном режиме антидетонационные качества топлива используются максимально (при сохранении минимального запаса для обеспечения работы мотора на взлетном режиме). В дальнейшем эту степень сжатия будем называть экономической степенью сжатия.

Чем меньше удельный полетный вес установки, тем лучшие качества будет иметь самолет. При уменьшении удельного полетного веса установки можно соответственно увеличивать удельную полезную нагрузку самолета или при том же удельном весе полезного груза — скорость самолета; кроме этого, можно увеличивать время полета самолета, т. е. дальность\*.

Рассмотрение именно удельных, а не абсолютных весов кажется целесообразным, так как в этом случае можно не быть связанным конкретными данными конструкции самолета и абсолютными величинами мощностей мотора (в частности, величинами требуемых взлетных мощностей).

Требуемых абсолютных мощностей можно достичь соответствующим подбором числа и типа моторов.

В настоящем анализе рассматриваются удельные количества, поэтому область применения этого анализа ограничивается случаями проектирования новых самолетов. Для конкретных, существующих конструкций настоящий анализ можно применять только с учетом абсолютных величин мощностей мотора, грузоподъемности самолета и т. п.

Следует отметить некоторую условность понятия — экономическая степень сжатия. При опреде-

\* При повышении степени сжатия до достижения экономической величины резко уменьшается расход топлива на провоз единицы полезного груза на заданное расстояние; это уменьшение объясняется снижением удельного расхода топлива и увеличением удельного веса самого груза.

Достижение экономических величин степени сжатия представляет практический интерес применительно к двигателям для самолетов дальнего действия, т. е. когда значения экономической степени сжатия достаточно высоки и не могут быть превзойдены. При наличии этого положения в основу определения экономической степени сжатия можно положить достижение (приблизительно) минимальных расходов топлива для провоза единицы полезного груза на заданное расстояние.

лении этого понятия не учитывались сорт и ресурсы применяемого топлива, стоимость моторов и другие экономические факторы. Но, например, повышенный расход более низкосортного топлива с большими ресурсами может оказаться целесообразнее. Увеличение числа моторов, необходимое для компенсации снижения мощности каждого мотора при повышении степени сжатия, может настолько усложнить конструкцию самолета и повысить его стоимость, что это не окупится экономией на расходе топлива.

Рассмотрим на конкретном примере зависимость удельного полетного веса моторной установки с гопливом от степени сжатия для различных значений времени полета самолета и определим экономические степени сжатия.

В первом приближении будем считать, что при совместном изменении степени сжатия и давления наддува абсолютный вес моторной установки остается постоянным. Расчет будем вести для крейсерского полета, полагая при этом, что мощности двигателя равны 60%, а удельные расходы гоплива 90% от соответствующих номинальных величин, представленных на фиг. 21.

Расчеты произведем для двух случаев, когда высотность двигателя поддерживается постоянной:

1) двигатель работает без радиатора для охлаждения воздуха,

2) с радиатором.

Выражение (30) применительно к данному крейсерскому режиму можно написать в следующем виде:

$$g_z = \frac{g_{м.у0}}{0,6} \frac{N_{с0}}{N_0} + 0,9 C_0 \tau, \quad (31)$$

где

$g_{м.у0}$  — удельный вес моторной установки, отнесенный к исходной номинальной мощности  $N_{с0}$ , принятый равным 1,05 кг/л. с. (при  $\epsilon = 7,0$ ).

Результаты подсчетов удельного полетного веса установки для различных значений времени полета в пределах от 11 до 20 час. при изменении степени сжатия от 4,0 до 10,0 даны на фиг. 22.

По кривым фиг. 22 можем установить:

1) При продолжительности полета самолета менее 10 час. повышение степени сжатия двигателя, работающего на данном топливе, не дает значительного экономического эффекта (т. е. уменьшения удельного полетного веса установки). Например, при продолжительности полета 5 час. изменение степени сжатия в диапазоне от 5,0 до 9,0 почти не сказывается на величине  $g_z$ . Если время полета ограничено 1 часом, то повышение степени сжатия сопровождается возрастанием удельного полетного веса установки, ухудшающим данные самолета.

2) При увеличении продолжительности полета кривые удельного полетного веса установки, в зависимости от степени сжатия, меняют характер своего протекания, и теоретические величины экономической степени сжатия (обозначенные на фигуре стрелками) смещаются в сторону больших значений степени сжатия.

3) Пунктирные кривые, относящиеся к двигателю с радиатором для охлаждения воздуха (построенные весьма приблизительно без учета веса радиаторов и их системы охлаждения), не меняют

принципиальную картину зависимости удельного полетного веса установки от степени сжатия.

На фиг. 22 не рассмотрен случай совместного изменения степени сжатия и давления наддува для двигателя, имеющего нагнетатель с постоянной окружной скоростью крыльчатки, т. е. для двигателя с переменной высотойности. Укажем, что для этого случая при повышении степени сжатия, вследствие резкого падения мощности двигателя и весьма незначительного уменьшения удельного эффективного расхода топлива, удельный полетный вес установки возрастает даже при весьма продолжительном времени полета.

На фиг. 23 дана кривая зависимости экономической степени сжатия двигателя от заданной продолжительности полета; диаграмма построена по данным фиг. 22. Ввиду того что минимумы кривых фиг. 22 выражены весьма вяло, особенно при  $\tau < 10$  час., то величины экономической степени сжатия по фиг. 23 являются до некоторой степени условными.

Тем не менее фиг. 23 наглядно иллюстрирует положение о том, что при выборе степени сжатия и соответственно давления наддува необходимо учитывать целевое назначение самолета, для которого двигатель предназначается.

По целевому назначению двигатели могут быть разделены на две основные группы:

1) двигатели, устанавливаемые на самолеты с небольшим и средним радиусом действия (продолжительность полета самолета менее 10 час.);

2) двигатели для самолетов сверхдальнего действия, продолжительность полета которых на крейсерском режиме не менее 15 час. Двигатели для самолетов с продолжительностью полета от 10 до 15 час. занимают промежуточное положение и могут быть, в зависимости от конкретных условий, отнесены к первой или второй группе.

Изменение степени сжатия двигателей первой группы практически не сказывается на их экономичности (см. фиг. 22). Поэтому применительно к этому классу двигателей при выборе степени сжатия необходимо ориентироваться на мощностную ее величину, т. е. выбирать минимально допустимое, по условиям надежности двигателя, значение степени сжатия\*.)

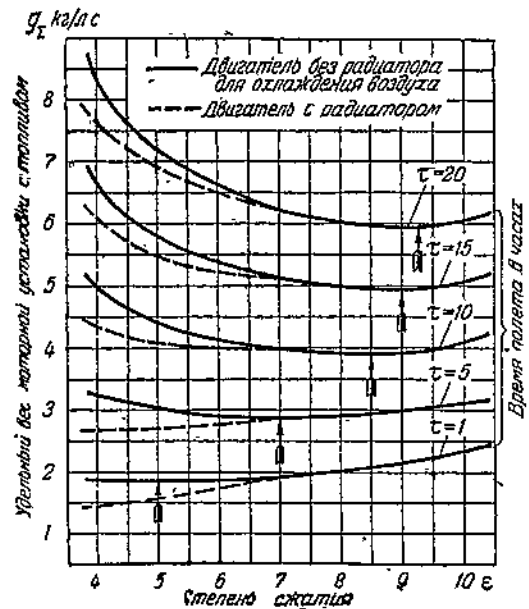
Можно считать, что для подобных двигателей, устанавливаемых на истребители, штурмовики, разведчики и легкие бомбардировщики, необходимо стремиться к достижению степеней сжатия не выше 6,0 и подбирать соответственно достаточно высокие давления наддува.

Двигатели этого класса (за исключением двигателей для штурмовиков) необходимо обязательно оборудовать радиаторами для охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха. Двигатели для самолетов-штурмовиков могут и не иметь радиаторов вследствие их сравнительно небольшой высотности.

Для двигателей, устанавливаемых на самолеты дальнего действия, и особенно для сверхдальних транспортных самолетов вопрос экономичности приобретает особое значение. Поэтому при выборе степеней сжатия двигателей этого класса необхо-

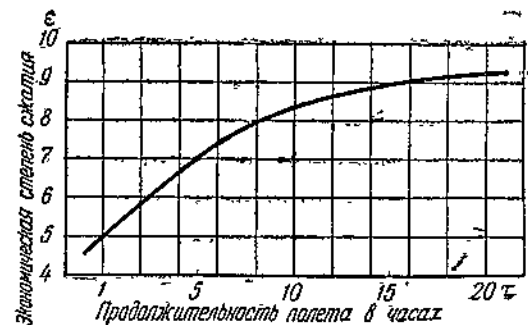
димо ориентироваться на величину экономической степени сжатия.

Учитывая некоторую условность этого понятия, целесообразно при выборе степени сжатия несколько отступать от ее теоретической величины,



Фиг. 22. Зависимости удельного полетного веса моторной установки от степени сжатия двигателя для различной продолжительности полета самолета.

представленной на фиг. 23. Величина этого отклонения должна определяться для каждого конкретного случая. Как правило, следует выбирать значение степени сжатия несколько меньшее по сравнению с ее теоретической величиной; это позволит повысить абсолютные мощности моторов и упростит компоновку самолета.



Фиг. 23. Зависимость величины экономической степени сжатия от требуемой продолжительности полета самолета.

В итоге можно считать, что двигатели для сверхдальних пассажирских самолетов с продолжительностью полета выше 15 час. должны иметь высокие степени сжатия (порядка 8,0) и сравнительно низкие давления наддува\*. Теплонапряженность этих двигателей будет невысокой, что благоприятно отразится на их надежности и увеличит срок их службы. Двигатели, предназначенные для

\* Для двигателей, устанавливаемых на истребители с непродолжительным временем полета, теоретическая величина экономической степени сжатия весьма невелика (порядка 5,0) и основывается на получении от двигателя максимальной мощности.

\* Двигатели для самолетов дальнего действия с продолжительностью полета 10—15 час. относятся к промежуточной группе. Для таких двигателей целесообразно иметь средние и повышенные степени сжатия (порядка 7,0—7,5) и соответственно умеренные давления наддува.

установления рекорда дальности полета, должны иметь чрезвычайно высокие степени сжатия (порядка 9,0) при весьма умеренных давлениях наддува. Установка радиаторов для охлаждения воздуха на подобных двигателях может оказаться излишней.

Стремление увеличить степень сжатия для повышения экономичности двигателя уже находит применение в специальных модификациях иностранных авиационных моторов. По имеющимся сведениям существуют и разрабатываются модификации моторов со степенью сжатия 8,0 и даже 9,0. Эти двигатели работают на обычном топливе и имеют пониженную мощность. Следует предполагать, что эти модификации двигателей, отличающиеся высокой экономичностью, предназначаются для дальних и сверхдальних самолетов.

В заключение укажем, что при улучшении антидетонационных качеств топлива и соответствующем увеличении мощности двигателя величины экономических степеней сжатия будут несколько возрастать из-за снижения удельного конструк-

ционного веса моторной установки. Однако вследствие возрастания максимального давления сгорания, обусловленного увеличением давления наддува, для каждой величины степени сжатия уменьшение удельного конструкционного веса установки будет не очень значительным.

Величину экономической степени сжатия данного двигателя применительно к самолету определенного назначения можно найти по заданным режимам и продолжительности полета проектируемого самолета, анализа полетных весов винтомоторной установки и протекания характеристик двигателя; при этом следует использовать результаты летных испытаний аналогичных самолетов. Кроме того, необходима экспериментальная проверка склонности двигателя к детонации.

Величины экономической степени сжатия следует определять только применительно к двигателям для самолетов дальнего действия. В этих случаях значения экономических степеней сжатия всегда превышают соответствующие мощностные величины.

## VI. ВЫВОДЫ

В результате настоящей работы можно сделать следующие выводы:

1. Степень сжатия и давление наддува авиационного двигателя, работающего на данном топливе, следует выбирать исходя из целевого назначения самолета с этим двигателем. Поэтому, если двигатель определенной конструкции устанавливается на самолеты резко различных типов, целесообразно выпускать этот мотор в различных модификациях, отличающихся, в основном, величинами степеней сжатия и давлений наддува:

2. К выбору степени сжатия и соответствующего давления наддува двигателя, определенной конструкции можно подходить с двух точек зрения: получения от двигателя наибольшей мощности и достижения наиболее экономичности (при этом вопрос экономичности двигателя рассматривается в свете баланса удельных весов моторной установки и запаса топлива на самолете). В соответствии с этим можно различать два вида рациональной степени сжатия:

а) рациональную мощностную степень сжатия и  
б) рациональную экономическую степень сжатия.

3. Мощностной степенью сжатия является такая, при которой (при соответствующем давлении наддува):

а) полностью используются антидетонационные качества топлива и  
б) двигатель работает на пределе своей надежности.

4. Экономической степенью сжатия является такая, при которой (для заданного режима и продолжительности полета) удельный полетный вес моторной установки будет минимальным, и при соответствующем давлении наддува на номинальном режиме антидетонационные качества топлива используются максимально.

5. Получение от двигателя наибольшей мощности при работе на данном топливе достигается максимально возможным из условий надежности двигателя снижением степени сжатия и повышением давления наддува. Однако существенное по-

вышение мощности двигателя методом понижения степени сжатия и увеличения давления наддува возможно только при условии отсутствия повышения температуры воздуха на всасывании с возрастанием давления наддува.

Поэтому для повышения мощности двигателя без снижения его высоты необходимо применение охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха в специальных радиаторах.

6. Понижение степени сжатия и соответствующее повышение давления наддува при работе на данном топливе до момента достижения допустимой тепловой напряженности двигателя сопровождается большим или меньшим увеличением мощности двигателя в зависимости от:

а) Скорости нарастания давления наддува при понижении степени сжатия, т. е. в зависимости от величины показателя  $m$  в уравнении

$$P_* \varepsilon^m = \text{const.}$$

Величина показателя степени  $m$  зависит от исходной термической напряженности двигателя, особенностей его конструкции, а также от рода применяемого топлива.

Чем больше величина показателя  $m$ , тем в большей степени возрастает мощность двигателя при данном понижении степени сжатия. В большинстве случаев  $m$  равно 1,4.

б) Индивидуальных особенностей конструкции двигателя, его надежности и требуемого срока службы.

При понижении степени сжатия и соответствующем увеличении давления наддува повышение мощности не связано с возрастанием динамических нагрузок на основные детали двигателя (так как максимальное давление сгорания практически почти не меняется) и лимитируется значительным возрастанием теплонапряженности главным образом выхлопных клапанов двигателя.

7. При наличии запаса по октановому числу топлива и при работе двигателя на пределе допустимой теплонапряженности увеличение мощности двигателя достигается повышением степени

сжатия при соответствующем увеличении давления наддува. При улучшении антидетонационных качеств топлива величина мощностной степени сжатия повышается.

8. Повышать мощность двигателей следует увеличением давления наддува. Для этого необходимо повышать надежность двигателей, а также применять топливо с улучшенными антидетонационными качествами.

С увеличением давления наддува необходимо степень сжатия повышать, когда лимитируют теплонпряженность выхлопных клапанов, и понижать, когда лимитируют антидетонационные качества топлива.

9. Поскольку величина мощностной степени сжатия зависит от антидетонационных качеств применяемого топлива и допустимой теплонпряженности, т. е. требуемой надежности двигателя, то всякое улучшение антидетонационных качеств топлива и конструкции двигателя может быть связано с необходимостью пересмотра величины степени сжатия двигателя и давления наддува.

Если двигатель определенной конструкции эксплуатируется на различных топливах, отличных по своим антидетонационным качествам, то для получения от двигателя наибольшей мощности целесообразно иметь несколько его модификаций (по числу применяемых топлив), отличающихся друг от друга величинами степеней сжатия и давления наддува.

10. Величина экономической степени сжатия определяется конструктивным весом винтомоторной установки, режимом и продолжительностью полета самолета.

При увеличении продолжительности полета самолета, а также при уменьшении удельного веса винтомоторной установки величина экономической степени сжатия возрастает.

11. При требуемой продолжительности полета самолета до 10 час. величина степени сжатия почти не сказывается на удельном весе моторной

установки. Поэтому понятие «экономическая степень сжатия» в применении к двигателям для самолетов с небольшим и средним радиусом действия ( $\tau < 10$  час.) не имеет практического значения. Степень сжатия двигателей этого типа должна выбираться из условия получения мощностной степени сжатия.

12. Если продолжительность полета самолета больше 15 час., то величина степени сжатия сильно влияет на удельный вес моторной установки, и для улучшения качества самолета, а также наибольшей экономии в расходе топлива необходимо стремиться к достижению экономических степеней сжатия.

Поэтому при выборе степени сжатия мотора для транспортного самолета сверхдальнего действия ( $\tau \geq 15$  час.) необходимо ориентироваться на величину экономической степени сжатия.

13. Анализ, проделанный применительно к частному, но достаточно типичному случаю, показывает, что для двигателей первого типа необходимо стремиться к достижению сравнительно низких степеней сжатия (повидимому, не выше 6,0); для двигателей второго типа целесообразно иметь более высокие степени сжатия (порядка 8,0). Двигатели для самолетов дальнего действия ( $10 < \tau < 15$ ) занимают промежуточное положение.

Степень сжатия этих двигателей, повидимому, должна быть равна 7,0—7,5.

14. Для практического определения величины мощностной степени сжатия данного двигателя необходим анализ данных мотора и экспериментальная проверка склонности двигателя к детонации и его надежности.

Величину экономической степени сжатия данного двигателя можно определить на основе анализа режимов полета и полетных весов моторной установки применительно к проектируемому самолету с этими двигателями, а также экспериментальной проверки склонности двигателя к детонации.

## ПРИЛОЖЕНИЯ

### МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПРОТЕКАНИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ СОВМЕСТНОМ ИЗМЕНЕНИИ СТЕПЕНИ СЖАТИЯ И ДАВЛЕНИЯ НАДДУВА

#### 1. Расчет кривых (фиг. 18)

Вариант I.  $T_k = \text{const}$ ;  $U_2 = \text{const}$ .

Давление наддува определяется из уравнения (27), при этом  $m = 1,4$ .

Эффективная мощность и эффективный удельный расход топлива по уравнениям (13) и (15).

Высотность двигателя рассчитывается следующим образом:

а) Определяем зависимости  $L_{ад} = f(H)$  для различных давлений наддува (соответствующих различным значениям степени сжатия) и строим график.

б) На этот график наносим прямую  $L_{ад} = 5500 \text{ кгм/кг}$  (соответствующую нагнетателю выбранного мотора).

По точкам пересечений этой прямой с кривыми  $L_{ад} = f(H)$  для различных степеней сжатия можно найти искомые высоты.

Вариант II. При совместном изменении степени сжатия и давления наддува окружная скорость крыльчатки нагнетателя изменяется так, что высотность двигателя остается неизменной:  $U_2 = \text{var}$ ;  $H = \text{const}$ .

В этом случае изменение давления наддува сопровождается изменением температуры воздуха  $t_k$  на всасывании. Для определения этих величин необходимо пользоваться одновременно двумя уравнениями (27) и (29), дающими связь между  $\epsilon$ ,  $P_k$  и  $t_k$  по условию постоянства интенсивности

детонации. Комбинированное уравнение, полученное из уравнений (27) и (29), имеет вид:

$$P_k = [P_{k0} - k(t_k - t_{k0})] \left( \frac{\epsilon_0}{\epsilon} \right)^{ni} \quad (32)$$

(при подсчетах принято:  $m = 1,4$  и  $k = 2,5$ ).

Кроме того, необходимо пользоваться уравнением (28), дающим связь между давлением наддува и температурой воздуха  $t_k$ .

Уравнения (32) и (28) удобнее решать совместно графически. Для этого задаются степенью сжатия и для ряда значений давления наддува подсчитывают температуры воздуха  $t_k$  двумя методами. Точка пересечения соответствующих кривых на графике в координатах  $P_k - t_k$  дает решение задачи для выбранной величины степени сжатия.

Затем определяют мощности и удельные расходы топлива по формулам (13) и (15).

Вариант III. Окружная скорость крыльчатки нагнетателя при увеличении давления наддува повышается так, что высотность двигателя остается неизменной. В отличие от предыдущего случая при повышении температуры воздуха  $t_k$  на выходе из нагнетателя температура воздуха  $t_k$  на всасывании двигателя поддерживается неизменной и равной тем-

\* Уравнение (32) является приближенным.

температуре  $t_{k0}$  на исходной точке. Последнее достигается установкой на двигатель радиатора для охлаждения сжатого в нагнетателе воздуха. Геометрические (размеры радиатора) меняются. По мере понижения степени сжатия и соответствующего повышения давления наддува размеры радиатора возрастают. В исходной точке ( $\epsilon = 7,0$ ) радиатор отсутствует. Так как температура воздуха на всасывании остается неизменной, то давление наддува определяется из соотношения (27) при значении  $m = 1,4$ .

При определении доли индикаторной мощности, затрачиваемой на привод нагнетателя, принималось, что давление воздуха на выходе из нагнетателя на 3,8% выше давления воздуха  $P_k$  на выходе из радиатора. В остальном при расчетах пользовались теми же формулами, что и в первых двух вариантах.

## 2. Примерный расчет радиаторов для охлаждения воздуха

Для выявления габаритов радиаторов были произведены расчеты по подбору радиаторов, удовлетворяющих указанным выше условиям для степени сжатия двигателя 5,4 и 6,08 (в последнем случае размеры радиатора были заданы и для этих условий определялись давление наддува и степень сжатия).

Было принято, что на мотор устанавливаются по два радиатора для охлаждения воздуха. Радиаторы имеют независимый охлаждающий контур с температурой воды  $70^{\circ}\text{C}$ .

Для каждой точки пунктирной кривой фиг. 18, для которой необходимо подобрать радиатор, известно:

$\Delta t_p$  — перепад температур воздуха в радиаторе,  
 $\Delta p$  — перепад давлений воздуха в радиаторе,

$$\Delta t_p = t'_k - t_k,$$

$$\Delta p = P'_k - P_k.$$

Принимаем:

Гидравлический диаметр радиаторной трубки  $d = 5$  мм.  
 Коэффициент живого сечения  $f = 0,68$ .

Задав три значения скорости воздуха  $v_p$  в трубках радиатора, определяем относительную глубину радиатора  $\frac{l}{d}$ :

$$\frac{l}{d} = \frac{3600 \cdot c_p \cdot \Delta t_p \cdot v_p \cdot \gamma'_k}{4k(t'_k - t_w)},$$

где  $c_p$  — удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении;

$v_p$  — скорость воздуха в трубках радиатора;

$\gamma'_k$  — удельный вес воздуха на выходе из нагнетателя (на входе в радиатор);

$k$  — коэффициент теплопередачи радиатора (кал/м<sup>2</sup>час °C);

$t_w$  — средняя температура воды в радиаторе.

Коэффициент теплопередачи  $k$  определялся из графика фиг. 2 статьи инж. Б. А. Богдасарова\*\* в зависимости от величины произведения  $v_p \cdot \gamma'_k$ .

Зная величины  $\frac{l}{d}$  и определив число Рейнольдса

$$Re = \frac{v_p \cdot d \cdot \gamma'_k}{\mu},$$

где  $\mu$  — коэффициент абсолютной вязкости воздуха, поступающего в радиатор.

Для принятых нами значений скоростей воздуха  $v_p$  строим кривую потребных коэффициентов сопротивления радиатора:

$$\xi = \left( 0,024 + \frac{0,121}{Re^{0,287}} \right) \frac{l}{d} + \xi_m,$$

где  $\xi_m$  — коэффициент местных потерь, складывающийся из коэффициентов входных и выходных потерь в радиаторе.

\* Необходимость создания независимого охлаждающего контура для воздушно-водяных радиаторов диктуется тем, что при высоких температурах охлаждающей воды в системе охлаждения современных моторов (100° и выше) и при использовании этой воды в радиаторах для охлаждения воздуха резко снижается их эффективность.

\*\* См. технический бюллетень ЦИАМ № 8, 1940.

На этом же графике (в координатах  $\xi - v_p$ ) строим кривые располагаемых коэффициентов сопротивления, определяемых из соотношения

$$\xi = \frac{2g\Delta P}{\gamma'_k \cdot v_p^2},$$

и кривую относительных глубин радиатора  $\frac{l}{d}$ .

Точка пересечения потребных и располагаемых коэффициентов  $\xi$  дает искомые величины:

- коэффициента сопротивления радиатора,
- скорости воздуха в трубках радиатора,
- относительной глубины радиатора.

Остальные величины для радиаторов определялись по обычным формулам, применяемым при расчетах радиаторов.

## 3. Расчет высотных характеристик (фиг. 19)

Высотные характеристики исходного двигателя и двигателя с пониженной до 6,0 степенью сжатия подсчитывались по обычным формулам. Поскольку двигатель со степенью сжатия 6,0 имел радиаторы для охлаждения сжатого воздуха, то для подсчета температуры воздуха  $t_k$  на всасывании необходимо определить перепад температур воздуха в радиаторе  $\Delta t_p$  как функцию высоты полета. Перепад температур  $\Delta t_p$  определялся из соотношения

$$\Delta t_p = A(t'_k - t_w),$$

где

$$A = \frac{kS}{3600 \cdot G_L \cdot c_p};$$

для данного радиатора  $A \approx \text{const}$ , так как с увеличением секундного расхода воздуха  $G_L$  увеличивается коэффициент теплопередачи  $k$ ;

$t'_k = t_k + \Delta t$  — температура воздуха на входе в радиатор;

$\Delta t \approx \text{const}$  — перепад температур воздуха в нагнетателе.

Установка радиатора для охлаждения сжатого воздуха (водо-воздушного радиатора) сопряжена с потерями на лобовое сопротивление внешнего самолетного (водяного) радиатора, потерями на провоз радиаторов и их системы охлаждения и потерями на привод дополнительной водяной помпы.

Для оценки этих потерь и основной из них — на лобовое сопротивление водяного радиатора — необходимо хотя бы приближенно подобрать этот радиатор. С этой целью было определено максимальное значение теплоотдачи воздуха, охлаждаемого в радиаторе.

Теплоотдача подсчитывалась по формуле

$$Q = c_p \cdot G_L \cdot 3600 \Delta t_p$$

и имела максимальную величину на высоте включения второй скорости нагнетателя ( $H = 3150$  м).

Для этой высоты подбирался, приближенно, водяной радиатор.

Было принято:

- Скорость самолета  $v_c$  (истребителя) на высоте 5000 м равна 680 км/час\*. Скорости самолета на других высотах определялись по исходной скорости и по известным величинам мощности мотора и плотности воздуха на различных высотах

$$v_c = v_{c0} \sqrt[3]{\frac{N_{e0} \rho_0}{N_{e0} \rho}}$$

- Коэффициент полезного действия винта

$$\eta_n = 0,8 \approx \text{const}.$$

- Коэффициент внешнего сопротивления радиатора (по материалам ЦАГИ)  $c_{x0} = 0,1$ .

- Коэффициент лобового сопротивления крыла

$$c_{xkr} = 0,008.$$

- Коэффициент суммарных потерь напора в радиаторе и туннеле  $\xi_s = 7,0^{**}$ .

- Коэффициент теплопередачи от воды к стенке (по Богдасарову)  $a_w = 1600$  кал/м<sup>2</sup>час °C.

Задаем геометрическими размерами водяного радиатора, т. е. коэффициентом живого сечения, гидравлическим диамет-

\* См. Н и к о л а е н к о Аэродинамический расчет систем охлаждения с учетом нагрева воздуха. Труды ЦАГИ № 424.

\*\* Н. Б. М а р ь я м о в. Экспериментальное исследование и расчет авиационных радиаторов. Труды ЦАГИ № 367.

ром трубки и относительной глубиной радиатора. Задаемся также тремя скоростями воздуха перед радиатором. Дальнейшие расчеты ведем для этих трех скоростей. Находим параметры состояния воздуха на входе в радиатор (с учетом работы сжатия в диффузоре туннеля) и определяем значения чисел Рейнольдса  $Re$ . По графикам в работе Марьямова определяем критерий Нуссельта  $Nu$ , коэффициенты теплопередачи от стенки к воздуху  $\alpha_x$  и суммарные коэффициенты теплопередачи от воды к воздуху  $k$ . Зная коэффициенты теплопередачи  $k$  и тепло, отводимое радиатором  $Q$ , определяем площади фронтальной поверхности радиатора  $F_p$ .

Коэффициент внутреннего сопротивления водяного радиатора определяем по формуле Канона

$$c_{x\text{ вн}} = \left( \frac{v_p}{v_c} \right)^3 \xi_a.$$

Коэффициент лобового сопротивления радиатора

$$c_x = c_{x\text{ вл}} + c_{x\text{ в}}.$$

Зная площади фронтальной поверхности радиатора и коэффициенты лобового сопротивления радиатора, определяем для выбранных трех скоростей воздуха перед радиатором мощности, затрачиваемые на преодоление лобового сопротивления водяного радиатора,

$$N_R = \frac{c_x \rho_H F_p v_c^3}{2 \cdot 75 \cdot \eta_p}$$

Получение значения мощности  $N_R$  и площади фронтальной поверхности радиатора  $F_p$  наносим на график в виде функ-

ций скорости воздуха  $v_p$  перед радиатором. Из этого графика выбираем значение скорости воздуха  $v_p$ , при которой мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления, минимальна, и получаем наилучшую площадь фронтальной поверхности радиатора.

По фронтальной поверхности радиатора  $F_p$  определяем площадь поверхности охлаждения и вес, считая (по Богдасарову), что вес радиатора (в кг) примерно равен утроенной площади поверхности охлаждения (в  $m^2$ ). Суммируя полученную величину с весом воздушно-водяных радиаторов двигателя, определенным аналогичным способом, получим вес дополнительной радиаторной установки.

Мощность двигателя, затрачиваемая на провоз радиаторной установки, определяем по обычной формуле

$$N_G = \frac{c_x k_p G_p \cdot \gamma \cdot \rho_H v_c^3}{2 \cdot 75 \cdot \eta_n \cdot P^3}$$

где  $P = 172 \text{ кг/м}^2$  — нагрузка на  $1 \text{ м}^2$  поверхности крыла.

Считая, что на привод водяной помпы радиаторного охлаждающего контура затрачивается мощность мотора, равняется  $\sim 3 \text{ л. с.}$ , получим суммарную потерю мощности двигателя на радиаторную установку:

$$N = N_R + N_G + 3 \text{ л. с.}$$

Для определения потери мощности двигателя на других высотах (по высотной характеристике) пересчитываем для каждой высоты скорость самолета и коэффициент внутреннего сопротивления радиатора.

## БИБЛИОГРАФИЯ

1. Масленников М. М., Общий курс авиационных двигателей легкого топлива, 1937.
2. Дмитриевский В. И. и Холщевников К. В., Нагнетатели и наддув авиационных двигателей, 1939.
3. Масленников М. М. и Лебедев Б. П., Влияние температуры и давления поступающего в нагнетатель воздуха на работу двигателя Испано-Сюиза 12 Ydrs. Труды ЦИАМ, выпуск № 34.
4. Zeuns, Der Luftverbrauch von Flugmotoren in der Höhe, MTZ, № 5, 1939.
5. Залого Б. Д. Исследование работы быстроходных двигателей внутреннего сгорания индикаторами давления. Труды ЦИАМ, выпуск № 35.
6. Ricardo H., Engines of High Output.
7. Пай, Двигатели внутреннего сгорания.
8. Sparrow, NACA, Report № 205 (1924).
9. Shey and Rollin, NACA, Report № 404 (1932).
10. Бугров Е. П., Добрынин А. А. и др., Теория авиационных двигателей, 1940.
11. Taylor, Journal of the Aeronautical Sciences, vol. 3, № 6 (1936).
12. Mucklow ARC, Report № 1460 (1932).
13. Ricardo H., SAE, Journal, 1930, vol. XX, № 269.
14. Rothrock and Biermann, NACA, Technical Note, № 647.
15. Рикардо, Быстроходные двигатели внутреннего сгорания.
16. Serruys, Max., Publications Scientifiques et techniques du Ministère de L'Air, № 103 (1937).

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.		Стр.
Предисловие . . . . .	2	IV. Влияние давления наддува, степени сжатия и температуры воздуха во всасывающем трубопроводе на склонность двигателя к детонации. (Результаты экспериментов) . . . . .	12
I. Основные соотношения . . . . .	4	V. Анализ результатов . . . . .	15
II. Описание установки и методики эксперимента . . . . .	6	Связь между допустимой из условий детонации величиной давления наддува и степенью сжатия . . . . .	15
Описание экспериментальной установки . . . . .	6	Влияние совместного изменения степени сжатия и давления наддува на основные параметры двигателя при работе его на неизменном топливе . . . . .	19
Замеряемые величины и методы их определения . . . . .	6	О выборе рациональной степени сжатия и давления наддува . . . . .	23
Методика экспериментов . . . . .	7	VI. Выводы . . . . .	28
III. Влияние степени сжатия на основные параметры работы двигателя. (Результаты экспериментов) . . . . .	8	Приложения . . . . .	29
Влияние степени сжатия на индикаторный к. п. д. и удельные расходы топлива . . . . .	9	Библиография . . . . .	31
Влияние степени сжатия на коэффициент наполнения . . . . .	9		
Влияние степени сжатия на теплоотдачу в воду, температуру выхлопных газов и оптимальный угол опережения зажигания . . . . .	10		
Влияние степени сжатия на максимальное давление газов в цилиндре . . . . .	12		

ОГНЕВСКАЯ  
 ОБЛАСТНАЯ  
 БИБЛИОТЕКА  
 ИМ. ДЕННИА  
 ИВ. №

Редактор *К. А. Пономарева*

Г805333.	Подписано в печать 27/IV 1945 г.	Печ. л. 4.	Уч.-изд. л. 5.
Печ. зп. в л. 50000.	Цена 2 р.		Зак. 94/8057

Типография Оборонгиза