

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ,  
МОЛОДЕЖИ И СПОРТА УКРАИНЫ  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»

Ю.С. Шошин, Ю.А. Гусев, А.В. Белогуб

**ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ  
АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Учебное пособие  
Издание второе, переработанное и дополненное

Харьков «ХАИ» 2012

Представлені методика теплового розрахунку авіаційного поршневого чотиритактного поршневого двигуна легкого пального з запалюванням від електричної іскри, а також приклад розрахунку двигуна з визначенням його основних розмірів – діаметру циліндра і ходу поршня. Наведено порядок і приклад теплового розрахунку двигуна на ПЕОМ.

Для студентів спеціальності «Авіаційні двигуни і енергетичні установки» при курсовому і дипломному проектуванні.

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.А. Пылев,  
канд. техн. наук, доцент А.В. Братченко

**Шошин Ю.С.**

Ш 82 Тепловой расчет авиационного поршневого двигателя [Текст]: учеб. пособие / Ю.С. Шошин, Ю.А. Гусев, А.В. Белогуб – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 37 с.

Представлены методика теплового расчета авиационного поршневого четырехтактного поршневого двигателя легкого топлива с зажиганием от электрической искры, а также пример расчета двигателя с определением его основных размеров – диаметра цилиндра и хода поршня. Приведен порядок и пример теплового расчета двигателя на ПЭВМ.

Для студентов специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки» при курсовом и дипломном проектировании.

Ил. 7. Библиогр.: 9 назв.

**УДК 629.735.33.03**

© Шошин Ю.С., Гусев Ю.А., Белогуб А.В., 2012  
© Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиац. институт», 2012

## ОГЛАВЛЕНИЕ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАБОЧИХ ПРОЦЕССАХ В АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ .....	6
1.1. Количество воздуха, необходимое для полного сгорания топлива .....	10
1.2. Состав продуктов сгорания .....	13
1.3. Индикаторная диаграмма двигателя .....	13
2. ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ДВИГАТЕЛЯ .....	17
2.1. Расчет процесса наполнения .....	18
2.2. Расчет процесса сжатия .....	22
2.3. Расчет процесса сгорания .....	23
2.4. Расчет процесса расширения .....	26
2.5. Определение индикаторных параметров двигателя .....	26
2.6. Определение эффективных параметров двигателя .....	27
2.7. Определение основных размеров двигателя .....	30
3. ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭВМ .....	32
3.1. Пользовательский интерфейс .....	32
3.2. Построение графика изменения параметров .....	34
3.3. Вариационный расчет .....	35
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 .....	37
ПРИЛОЖЕНИЕ 2 .....	38
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК .....	39

## 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАБОЧИХ ПРОЦЕССАХ В АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Современные поршневые авиационные двигатели, как правило, представляют собой четырехтактные двигатели легкого топлива с зажиганием от электрической искры. Смесеобразование в таких двигателях происходит с помощью специального прибора – карбюратора, или специальной аппаратуры – агрегата непосредственного впрыска. Двигатели первого типа называют карбюраторными, а двигатели второго типа – двигателями с непосредственным впрыском. Независимо от способа смесеобразования в двигателе легкого топлива, к моменту подачи искры топливо должно испариться и перемешаться с воздухом.

В двигателе внутреннего сгорания топливовоздушная смесь сгорает непосредственно в цилиндре двигателя. При сгорании химическая энергия топлива благодаря возникающему при этом давлению на поршень частично преобразуется в механическую работу на валу. Сила давления газов от поршня передается через шатун на вал двигателя.

Таким образом, конструктивная особенность поршневых двигателей заключается в наличии цилиндра и поршня, связанного кинематически с валом двигателя.

Схема работы четырехтактного двигателя легкого топлива изображена на рис. 1.1.

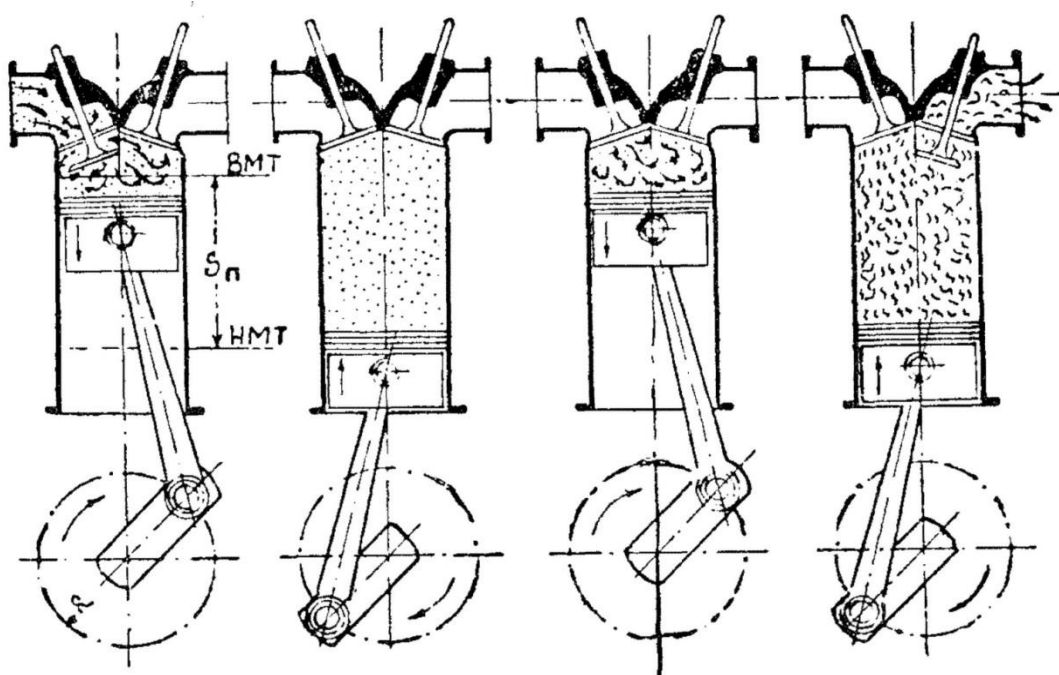


Рис. 1.1. Схема работы четырехтактного двигателя

Крайние положения, которые занимает поршень при своем возвратно-поступательном движении в цилиндре, называются верхней мертвой точкой (ВМТ) и нижней мертвой точкой (НМТ).

Расстояние, проходимое от ВМТ до НМТ, называется ходом поршня и

обозначается  $S_n$ ; ход поршня равен двум радиусам кривошипа:  $S_n = 2R$ .

Свободный объем цилиндра над поршнем, когда последний находится в ВМТ, называется камерой сжатия или камерой сгорания и обозначается  $V_c$ . Объем цилиндра, соответствующий ходу поршня  $S_n$  называется рабочим объемом и обозначается  $V_h$ . Суммарный рабочий объем всех цилиндров, выраженный в литрах, литраж двигателя. Рабочий объем

$$V_h = FS_n = \frac{\pi D^2}{4} S_n,$$

где  $F$  – площадь поперечного сечения поршня;

$D$  – диаметр цилиндра;

$S_n$  – ход поршня.

Сумма объемов  $V_c$  и  $V_h$  называется полным объемом и обозначается  $V_a$ . Отношение полного объема цилиндра к объему камеры сжатия называется степенью сжатия и обозначается  $\varepsilon$ , т.е.

$$\varepsilon = \frac{V_a}{V_c} = \frac{V_h + V_c}{V_c} = \frac{V_h}{V_c} + 1.$$

Эта величина в значительной степени определяет мощность и экономичность двигателя.

Двигатели, рабочий цикл которых совершается в течение четырех ходов (тактов) поршня, называются четырехтактными.

В четырехтактном двигателе такты чередуются в следующем порядке (рис. 1.1):

**Первый такт** – поршень перемещается от верхней мертвой точки до нижней; освобождающийся объем цилиндра заполняется свежей смесью через открытый впускной клапан. Свежая смесь, поступая в цилиндр и смешиваясь с продуктами сгорания, оставшимися в камере сжатия от предыдущего цикла, образует рабочую смесь.

**Второй такт** – поршень, перемещаясь в обратном направлении, сжимает заряд рабочей смеси. Клапаны закрыты. В конце процесса сжатия (примерно за  $20...40^\circ$  угла поворота коленчатого вала до ВМТ) рабочая смесь воспламеняется от электрической искры.

**Третий такт** – поршень двигается от ВМТ и НМТ; происходит процесс сгорания топлива и расширения продуктов сгорания при закрытых клапанах.

**Четвертый такт** – движение поршня от нижней мертвой точки до

верхней, сопровождающееся выпуском в атмосферу отработавших газов через выпускной клапан.

Таким образом, в четырехтактном двигателе только в одном такте (третьем) из четырех на вал отдается работа. Остальные такты вспомогательные и для них требуется затрата работы.

Поршневые авиационные двигатели, которые устанавливают на современные самолеты и вертолеты, можно разделить на два основных класса – невисотные и высотные.

Невисотные двигатели не имеют нагнетателей для повышения давления воздуха, поступающего в цилиндры. Давление воздуха на впуске в двигатель близко к давлению внешней среды. С подъемом на высоту расход воздуха этих двигателей быстро уменьшается, что вызывает соответствующее падение эффективной мощности (примерно в два раза на каждые 5000 м). Этот класс двигателей применяют в основном на учебных и спортивных самолетах.

Особенность высотных двигателей – они имеют нагнетатели. С помощью нагнетателя до некоторой высоты, называемой расчетной, давление поступающего в цилиндры воздуха можно поддерживать постоянным. За расчетной высотой давление поступающего в цилиндры воздуха начинает уменьшаться примерно так же, как и для невисотных двигателей. Сохранение постоянным давления, поступающего в цилиндры воздуха от земли до расчетной высоты, позволяет избежать падения эффективной мощности, происходящего у невисотных двигателей. На высотах выше расчетной, эффективная мощность высотных и невисотных двигателей изменяется примерно по одному закону.

Высотные двигатели с нагнетателями – основной класс авиационных поршневых двигателей. Тепловой расчет позволяет определить данные двигателя при расчетных условиях его работы.

Во время такта впуска происходит процесс наполнения рабочего объема цилиндра свежей топливовоздушной смесью (или воздухом). При этом важно заполнить цилиндр максимально возможным количеством смеси, так как это способствует получению наибольшей работы, а следовательно, и мощности при данном объеме цилиндров и числе оборотов двигателя. Степень наполнения цилиндра свежим зарядом оценивается коэффициентом наполнения.

Под коэффициентом наполнения  $\eta_v$  понимают отношение действительного количества свежего заряда, поступившего в цилиндр двигателя, к количеству, которое могло бы поместиться в рабочем объеме при давлении и температуре свежего заряда во впускном трубопроводе, т.е. к теоретически возможному:

$$\eta_v = \frac{G_{\text{св.3}}}{G_T} = \frac{M_{\text{св.3}}}{M_T},$$

где  $G_{\text{св.3}}$  и  $G_T$  – масса свежего и теоретически возможного заряда, кг;  
 $M_{\text{св.3}}$  и  $M_T$  – заряд, кмоль.

На наполнение цилиндра свежим зарядом влияют в некоторой степени оставшиеся продукты сгорания от предыдущего цикла (после такта выпуска). Их количество оценивают коэффициентом остаточных газов

$$\gamma = \frac{M_r}{M_{\text{св.3}}}$$

где  $M_r$  – количество остаточных газов в кмольях.

Основное назначение процесса сжатия состоит в том, чтобы создать возможность лучшего использования тепла и получения большей работы газов во время процесса расширения. При увеличении степени сжатия увеличивается степень расширения газов, а следовательно, и работа, совершаемая ими во время рабочего хода. Поэтому при увеличении степени сжатия возрастает работа, совершаемая газами за цикл и мощность двигателя. Кроме того, улучшается экономичность двигателя, возрастает возможность возникновения детонации.

В процессе сгорания топлива происходит химическая реакция соединения элементов, входящих в состав топлива, с кислородом воздуха, сопровождающаяся выделением тепла. Началом процесса сгорания считают момент подачи искры, воспламеняющей смесь, а концом – момент достижения в цилиндре двигателя максимального давления сгорания.

В процессе расширения часть тепла, выделившегося при сгорании топлива, превращается в механическую работу. Это преобразование происходит в течение всего такта расширения. Поэтому такт расширения называют также рабочим ходом двигателя.

Назначение процесса выпуска состоит в том, чтобы очистить рабочий цилиндр от продуктов сгорания и подготовить его для очередного впуска свежей смеси. Чем меньше продуктов сгорания остается в цилиндре после процесса выпуска, тем больше будет наполняться цилиндр свежей топливовоздушной смесью и, следовательно, мощность двигателя. Количество оставшихся продуктов сгорания оценивают коэффициентов остаточных газов  $\gamma$ .

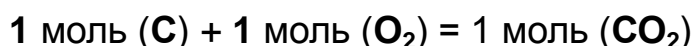
### 1.1. Количество воздуха, необходимое для полного сгорания топлива

В состав авиационных бензинов входят следующие элементы: углерод (C), водород (H) и кислород ( $O_T$ ). Массовое содержание элементов, входящих в состав топлива, выраженное в долях, называется элементарным составом топлива:

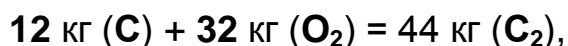
$$C(кг) + H(кг) + O_T(кг) = 1,0$$

В цилиндре двигателя топливо сгорает за счет кислорода воздуха. Для технических расчетов принимают, что в сухом воздухе по весу содержится 23,2% кислорода и 76,8% азота, а по объему – 20,9% кислорода и 79,1% азота.

Количество кислорода, теоретически необходимое для полного окисления углерода и водорода топлива, может быть определено из следующих стехиометрических уравнений:



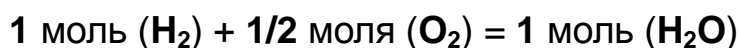
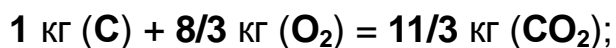
или



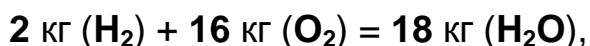
т.е.



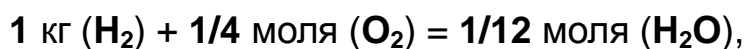
или



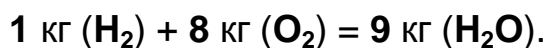
или



т.е.



или



Из уравнений видно, что для полного сгорания 1 кг углерода требуется  $\frac{8}{3}$  кг кислорода, а для полного сгорания 1 кг водорода – 8 кг кислорода.

Если 1 кг топлива содержит C кг углерода и H кг водорода, то количество кислорода  $O_0$ , необходимое для полного сгорания 1 кг топлива, будет равно



$$O_0 = \frac{8}{3}C + 8H \text{ кг/кг топл.}$$

Так как в 1 кг воздуха содержится 0,232 кг кислорода, то количество воздуха  $L_0$ , необходимое для полного сгорания 1 кг топлива, будет равно

$$L_0 = \frac{O_0}{0,232} = \frac{\frac{8}{3}C + 8H}{0,232} \text{ кг/кг топл.}$$

Количество воздуха, необходимое для сгорания 1 кг топлива, можно выразить и в молях, для чего следует весовое количество воздуха  $L_0$  разделить на его кажущийся молекулярный вес ( $m_v = 28,95$ ). Для этого можно воспользоваться стехиометрическими уравнениями, согласно которым для полного сгорания 1 кг углерода необходимо  $\frac{1}{12}$  моля кислорода, а для 1 кг водорода –  $\frac{1}{4}$  моля кислорода. Так как в 1 кг топлива содержится  $C$  кг углерода и  $H$  кг водорода, а в одном моле воздуха содержится 0,209 молей кислорода, то количество воздуха  $L'_0$  в молях, необходимое для полного сгорания 1 кг топлива, будет равно

$$M_0 = \frac{O'_0}{0,209} = \frac{\frac{C}{12} + \frac{H}{4}}{0,209} \text{ молей/кг топл.}$$

По формулам  $L_0$  и  $M_0$  определяют минимальное или теоретически необходимое количество воздуха, которое требуется для полного сгорания 1 кг топлива.

Отношение действительного количества воздуха, подведенного для сгорания топлива к теоретически необходимому, называется коэффициентом избытка воздуха:

$$\alpha = \frac{L_d}{L_0},$$

где  $\alpha$  – коэффициент избытка воздуха;

$L_d$ ,  $L_0$  – действительное и теоретически необходимое количество воздуха для сгорания 1 кг топлива.

Системы смесеобразования современных авиационных поршневых двигателей обеспечивают хорошее перемешивание топлива с воздухом, в результате чего горючая смесь достаточно однородная. Поэтому в авиационных двигателях легкого топлива полное сгорание достигается при небольшом, избытке воздуха, т.е. при  $\alpha = 1,03 - 1,05$ .

Недостаток воздуха в смеси влечет за собой неполное сгорание топлива, ухудшая тем самым экономичность двигателя. Вместе с этим недостаток воздуха в смеси способствует некоторому увеличению мощности (максимальную мощность двигатель легкого топлива развивает при  $\alpha \approx 0,85 - 0,90$ ) и снижению температуры цилиндров и выпускных клапанов. Экономичная работа двигателя достигается при полном сгорании топлива, т.е. при небольшом избытке воздуха (минимальный расход топлива на 1 кВт в двигателе легкого топлива соответствует  $\alpha \approx 1,05 - 1,10$ ).

При изучении рабочего процесса двигателя условно смесь называют богатой (топливом), если  $\alpha < 1,0$ , т.е. когда действительное количество воздуха в смеси меньше теоретически необходимого  $L_d < L_0$ .

Если  $\alpha = 1,0$ , то смесь называют смесью теоретического состава (или сокращенно теоретической). В этом случае действительное количество воздуха в смеси равно теоретическому  $L_d = L_0$ .

Смесь называют бедной (топливом), если  $\alpha > 1,0$ . В бедной смеси соотношение между воздухом и топливом такое, что действительное количество воздуха в смеси больше, чем теоретически необходимое  $L_d > L_0$ . Практически в зависимости от режима работы авиационного двигателя и условий его эксплуатации, коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  изменяется в пределах  $0,65 \dots 1,05$ .

Свежая смесь состоит из топлива и воздуха. На 1 кг топлива в свежей смеси приходится  $\alpha L_0$  кг воздуха. Обозначим вес свежей смеси, отнесенной к 1 кг топлива через  $G_{с.с}$ :

$$G_{с.с} = 1 + \alpha L_0 \text{ кг/кг топл.}$$

Если необходимо выразить количество свежей смеси в молях, то число молей свежей смеси равно

$$M_{с.с} = \frac{1}{m_T} + \alpha L'_0 \text{ кмоль/кг топл.}$$

где  $\frac{1}{m_T}$  – число молей топлива (в числителе – масса топлива, равная 1 кг, а в знаменателе – его молекулярный вес).

## 1.2. Состав продуктов сгорания

Продукты сгорания топливовоздушной смеси в цилиндре двигателя:  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$  и  $\text{N}_2$ . Количественные соотношения между отдельными компонентами продуктов сгорания зависят от рода топлива, коэффициента избытка воздуха, температуры и давления, при которых находятся продукты сгорания.

В расчетах принимают, что в состав продуктов сгорания смесей теоретического состава ( $\alpha = 1,0$ ) входят:  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{N}_2$ , смесей бедных ( $\alpha > 1,0$ ):  $\text{CO}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{N}_2$ , а смесей богатых ( $\alpha < 1,0$ ):  $\text{CO}_2$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{N}_2$ .

Количество продуктов сгорания в молях в общем случае не равно числу молей свежей смеси.

Изменение объема свежей смеси при ее сгорании характеризуется теоретическим коэффициентом молекулярного изменения свежей смеси  $\beta_0$ , который равен отношению числа молей, продуктов сгорания к числу молей свежей смеси до ее сгорания, т.е.

$$\beta_0 = \frac{M_{\text{п.с.}}}{M_{\text{с.с.}}}$$

## 1.3. Индикаторная диаграмма двигателя

Зависимость давления газов от занимаемого ими объема в рабочем цилиндре двигателя в течение одного цикла называется индикаторной диаграммой двигателя.

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

Индикаторная диаграмма дает возможность определить мощность, получаемую от газов в цилиндре, а также дает точное представление о правильности газораспределения и моменте воспламенения смеси, о сгорании смеси, сжатии, расширении, влиянии впускной и выпускной систем на работу двигателя. На рис. 1.2 показаны индикаторные диаграммы двигателя без нагнетателя (а) и с нагнетателем (б). Цифрами обозначены:

- 1 – момент открытия клапана впуска;
- 2 – момент закрытия клапана впуска;

3 – момент образования искры в цилиндре;

4 – момент открытия клапана выпуска;

5 – момент закрытия клапана выпуска.

Линии на схеме:

– линия 1-r-5-a-2 – изменение объема и давления в цилиндре в течение процесса впуска;

– линия 2-3 – изменение объема и давления в течение процесса сжатия;

– линия 3-c-z – изменение объема и давления в течение процесса сгорания;

– линия z-4 – изменение объема и давления в процессе расширения;

– линия 4-b-l-r-5 – изменение объема и давления в цилиндре в течение процесса выпуска.

Различие между индикаторной диаграммой двигателя без нагнетателя и индикаторной диаграммой двигателя с нагнетателем заключается в том, что во втором случае давление в цилиндре при впуске выше атмосферного и выше давления в цилиндре во время выпуска. Поэтому линия r-5-a на диаграмме (см. рис. 1.2, б) расположена выше линии выпуска b-1-r.

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

Работа, совершенная газами за такты впуска и выпуска, называется насосной. Величина этой работы зависит от сопротивлений на впуске и выпуске, а ее знак – от соотношения, которое существует между давлением на впуске двигателя и давлением на выпуске, т.е. от того, имеет ли двигатель нагнетатель или нет.

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

Работа, полученная от газов за такты сжатия и расширения, называется индикаторной работой цикла и обозначается  $L_i$ . Величине этой работы (см. рис. 1.2) соответствуют заштрихованные площади c-z-b-a-c. Как видно из рис. 1.2, величина индикаторной работы для двигателя с наддувом больше, чем для двигателя с впуском из атмосферы. Это объясняется увеличением при наддуве весового заряда цилиндра.

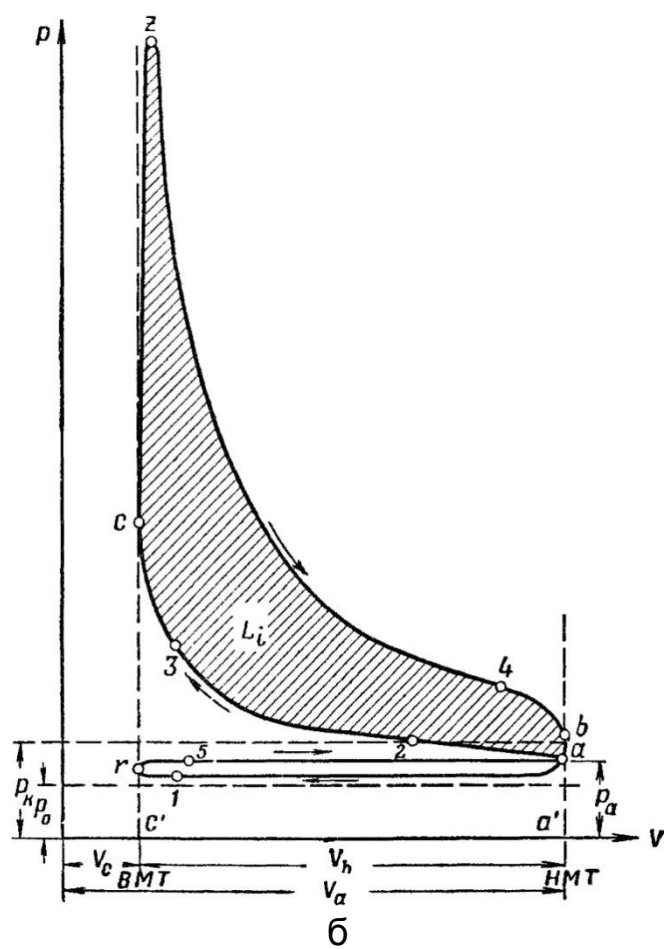
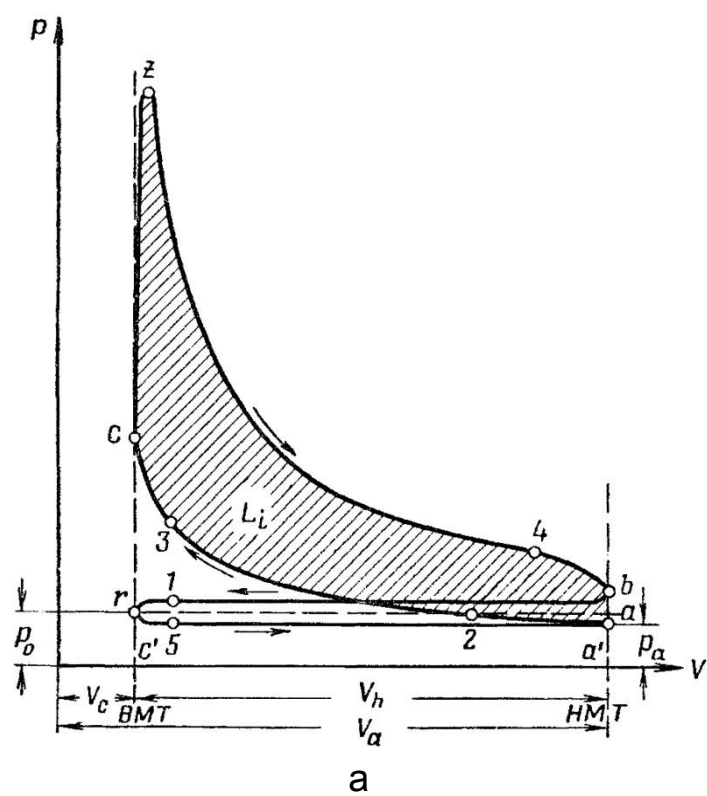


Рис. 1.2. Индикаторные диаграммы двигателя:  
а – двигатель без нагнетателя; б – двигатель с нагнетателем

Среднее индикаторное давление  $p_i$  представляет собой условное постоянное давление на единицу площади поршня, которое, действуя в течение хода расширения, совершает работу, равную работе газов за ходы сжатия и расширения действительного цикла (т.е. равную индикаторной работе).

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

Мощность, передаваемая газами поршню за такты сжатия и расширения, называется индикаторной  $N_i$ . Так как мощность – это работа, совершенная в единицу времени (в одну секунду), то, чтобы подсчитать мощность, следует умножить индикаторную работу за один цикл  $L_i$  на число циклов в одну секунду.

В четырехтактном двигателе рабочий цикл завершается за два оборота коленчатого вала. Следовательно, если двигатель делает  $n$  оборотов в минуту, то число циклов в секунду будет равно  $\frac{n}{2 \cdot 60}$ . Отсюда

мощность, развиваемая в одном цилиндре,  $\frac{L_i n}{2 \cdot 60}$ .

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

$$N_i = \frac{L_i i n}{2 \cdot 60} = \frac{p_i V_n i n}{120} \text{ кВт},$$

где  $p_i$  – среднее индикаторное давление в МПа.

Экономичность двигателя определяется количеством топлива, расходуемым двигателем на один киловатт-час, так называемым удельным расходом топлива (кг/кВт·ч).

Если двигатель имеет часовой расход топлива  $G_T$  и развивает при этом индикаторную мощность  $N_i$ , кВт, то его индикаторный удельный расход топлива равен

$$g_i = \frac{G_T}{N_i} \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}.$$

## 2. ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ДВИГАТЕЛЯ

Под тепловым расчетом поршневого двигателя внутреннего сгорания подразумевают определение параметров, характеризующих рабочие процессы двигателя, а также величин, определяющих энергетические и экономические показатели его работы.

По данным расчета и заданным мощности и частоте вращения коленчатого вала можно найти основные размеры проектируемого двигателя (диаметр цилиндра и ход поршня). Кроме того, по данным теплового расчета с достаточной для практики точностью можно построить индикаторную диаграмму, необходимую для определения газовых сил, действующих на поршень двигателя, стенки и головку цилиндра, элементы кривошипно-шатунного механизма. Знание этих сил необходимо для проведения расчетов на прочность деталей двигателя.

При выполнении теплового расчета двигателя нужно выбрать опытные коэффициенты, входящие в отдельные расчетные формулы.

### З а д а н и е

Выполнить тепловой расчет авиационного поршневого звездообразного двигателя воздушного охлаждения, у которого:

- 1) эффективная мощность на расчетной высоте –  $N_{ep} = 585$  кВт;
  - 2) частота вращения коленчатого вала –  $n = 2150$  мин<sup>-1</sup>;
  - 3) число цилиндров –  $i = 9$ ;
  - 4) степень сжатия –  $\varepsilon = 6,5$ ;
  - 5) давление наддува –  $p_k = 0,133$  МПа (1000 мм рт. ст.);
  - 6) расчетная высота –  $H_p = 1500$  м.
- Прототип двигателя – АШ-62 ИР (см. прил. 1).

### О б ъ е м р а б о т ы

Необходимо рассчитать рабочий цикл двигателя, т.е. определить параметры, характеризующие отдельные его процессы (наполнение, сжатие, сгорание, расширение, выпуск), и цикл в целом. По данным расчета определить основные размеры двигателя и предполагаемую экономичность.

Выбор дополнительных исходных данных

1. **Коэффициент избытка воздуха** –  $\alpha$ . Примем  $\alpha = 0,85$ , для авиадвигателей –  $\alpha = 0,75 \dots 0,90$ . При выборе коэффициента избытка воздуха нужно исходить из способа смесеобразования, условий работы, степени форсировки двигателя и т.д.

2. **Топливо**. Согласно стандартам на авиационные бензины производит, изготавливают высокооктановые бензины: Б-70, Б-91/115, Б-95/130, Б-100/130. Сорт применяемого топлива зависит от степени сжатия и давления наддува. С ростом степени сжатия и давления наддува

следует использовать более высокооктановый бензин (выбирают по прототипу).

Элементарный состав авиабензинов колеблется в очень узких пределах: углерода  $C=0,84...0,85$ ; водорода  $H=0,16...0,15$ ; кислород в топливе практически отсутствует ( $O_T=0$ ); сумма  $C+H+O_T=1,0$ .

Средняя молекулярная масса авиабензинов также колеблется в небольших пределах:

$$m_T = 100...110.$$

Примем: топливо – бензин Б-91/115; элементарный состав –  $C=0,842$ ;  $H=0,158$ ;  $O_T=0$ ; средняя молекулярная масса –  $m_T=100$ .

Низшую теплоту сгорания топлива можно определить по формуле Менделеева

$$H_u = 34013 C + 102990 H - 10900 (O_T - S_T) \text{ кДж / кг}$$

В данном примере

$$\begin{aligned} H_u &= 34013 C \cdot 0,842 + 102990 \cdot 0,158 = \\ &= 44890 \text{ кДж / кг.} \end{aligned}$$

3. **Параметры воздуха на расчетной высоте.** Давление и температура воздуха на высоте (как и на земле) могут колебаться в зависимости от времени года, дня и других условий. Поэтому для получения сравнимых данных установлен условный, но вполне определенный закон изменения давления и температуры воздуха на высоте. Атмосфера, рассчитанная по этому закону, называется стандартной атмосферы (СА). Таблица СА приведена в прил. 2 (см. также [1]).

На расчетной высоте  $H_p=1500$  м по данным СА давление воздуха  $\delta_f = 0,0851$  ат (634,2 мм рт.ст.), температура  $\theta_f = 278,15$  К (5° F).

## 2.1. Расчет процесса наполнения

В течение процесса наполнения свежая смесь (или воздух) поступает в цилиндр двигателя. Чем больше в цилиндр поступит свежей смеси, тем большую мощность сможет развить двигатель. Увеличение заряда свежей смеси (воздуха) в цилиндре достигается с помощью нагнетателя.



Современные авиационные двигатели имеют центробежный нагнетатель, как правило, с механическим приводом (ПЦН). Такие двигатели называются двигателями с наддувом. Давление свежей смеси (воздуха) за нагнетателем – давлением наддува  $p_k$ .

Цель расчета процесса наполнения – определение давления  $p_\alpha$  и температуры  $T_\alpha$  свежего заряда в конце хода впуска.

1. Согласно заданию давление наддува  $p_k = 0,133$  МПа (1000 мм рт. ст.). Находим температуру воздуха после нагнетания

$$T_k = T_H + \Delta T_k,$$

где  $\Delta T_k = \frac{L_{\alpha\partial}}{C_p \cdot \eta_{\alpha\partial}}$  – повышение температуры воздуха в нагнетателе.

Адиабатическая работа сжатия одного килограмма воздуха равна

$$\begin{aligned} L_{\alpha\partial} &= C_p T_H \left[ \left( \frac{p_k}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = \\ &= 1,004 \cdot 278 \left[ \left( \frac{0,133}{0,085} \right)^{0,288} - 1 \right] = 38,5 \text{ кДж / кг}, \end{aligned}$$

где  $C_p = 1,004 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$  – теплоемкость воздуха;

$k = 1,4$  – показатель адиабаты сжатия воздуха.

Адиабатический КПД центробежного нагнетателя примем равным

$$\eta_{\alpha\partial} = 0,67 \text{ (обычно } \eta_{\alpha\partial} = 0,65 - 0,70 \text{)}.$$

Тогда

$$\Delta T_k = \frac{L_{\alpha\partial}}{C_p \eta_{\alpha\partial}} = \frac{38,5}{1,004 \cdot 0,67} = 57,3 \text{ К}$$

и

$$T_K = T_H + \Delta T_K = 278 + 57,3 = 335,3 \text{ K}.$$

2. Определим коэффициент наполнения двигателя с наддувом на расчетной высоте

$$\eta_{vk} = \eta_{vnp} \sqrt{\frac{T_K}{288}} \frac{1,15\varepsilon - \frac{p_H}{p_K}}{1,15\varepsilon - 1},$$

где  $\eta_{vnp}$  – приведенный коэффициент наполнения, т.е. полученный при условиях впуска без наддува на земле ( $p_0 = 0,101 \text{ МПа}$ ,  $T_0 = 288 \text{ K}$ ).

В современных авиационных поршневых двигателях приведенный коэффициент наполнения находится в узких пределах:

$$\eta_{vnp} = 0,80 \dots 0,82$$

Примем  $\eta_{vnp} = 0,81$ , тогда

$$\eta_{vk} = 0,81 \sqrt{\frac{335,3}{288}} \frac{1,15 \cdot 6,5 - \frac{0,085}{0,133}}{1,15 \cdot 6,5 - 1} = 0,93.$$

3. Находим давление в конце хода впуска

$$p_\alpha = \frac{p_K}{\varepsilon} \left[ \eta_{vk} (\varepsilon - 1) \delta + \frac{p_r}{p_K} \right],$$

где  $p_r$  – давление остаточных газов в конце хода выпуска. Так как выпуск происходит в атмосферу, то значение  $p_r$  для двигателей с наддувом можно принять равным  $(1,05 \dots 1,15) p_H$ .

Примем  $p_r = 1,12 p_H$ . Заметим, что ошибка в выборе  $p_r$  сказывается незначительно на конечном результате.

Степень подогрева свежей смеси в процессе наполнения

$$\delta = \frac{T_K + \Delta T_{c.c}}{T_K}$$

условно характеризует результат суммарного теплообмена смеси со стенками цилиндра, головкой цилиндра и доньшком поршня, а также понижение температуры в результате испарения топлива. В двигателях с наддувом при невысоких значениях температуры  $T_K$  суммарный теплообмен будет положительным, т.е.  $\Delta \dot{Q}_{\tilde{n},\tilde{n}} > 0$ . При повышении температуры  $T_K$  направление теплообмена во впускной системе двигателя может измениться на обратное (т.е. от газа к стенкам). В расчетах при выборе  $\Delta T_{c.c}$  можно пользоваться следующими рекомендациями:

при  $T_K = (310...340) \text{ K}$   $\Delta T_{c.c} = +(10...2) \text{ K}$ ;

при  $T_K = (360...380) \text{ K}$   $\Delta T_{c.c} = -(5...15) \text{ K}$ .

В данном случае примем  $\Delta T_{c.c} = 3 \text{ K}$ .

Тогда

$$\delta = \frac{335,5 + 3}{335,3} = 1,01.$$

После подстановки найденных и принятых величин получим

$$p_\alpha = \frac{0,133}{6,5} \left[ 0,93(6,5 - 1)1,01 + \frac{1,12 \cdot 0,085}{0,133} \right] = 0,121 \text{ МПа.}$$

Обычно давление смеси в цилиндре двигателя в конце хода наполнения  $p_\alpha = (0,88...0,96) p_K$ .

4. Определим коэффициент остаточных газов

$$\gamma = \frac{p_r T_K}{p_K T_r \eta_{VK} (\varepsilon - 1)},$$

где  $p_r = 1,12 \cdot p_H = 1,12 \cdot 0,085 = 0,0952 \text{ МПа}$  – давление остаточных газов;

$T_r$  – температура остаточных газов, зависящая от степени сжатия, коэффициента избытка воздуха, давления наддува и других факторов. Для рассматриваемых двигателей  $T_r$  лежит в пределах 1100...1200 К.

Примем  $T_r = 1100$  К.

Тогда

$$\gamma = \frac{0,0952 \cdot 335,3}{0,133 \cdot 1100 \cdot 0,93(6,5 - 1)} = 0,043.$$

Для авиационных двигателей с наддувом  $\gamma = 0,02...0,05$ .

5. Находим температуру газов в конце хода впуска

$$\begin{aligned} T_{\alpha} &= \frac{T_{\kappa} + \Delta T_{\text{с.с}} + \gamma T_r}{1 + \gamma} = \\ &= \frac{335,3 + 3 + 0,043 \cdot 1100}{1 + 0,043} = 372 \text{ К.} \end{aligned}$$

## 2.2. Расчет процесса сжатия

Цель расчета процесса сжатия – определение давления  $p_c$  и температуры  $T_c$  газов в конце этого процесса.

1. Находим давление в конце сжатия

$$p_c = p_{\alpha} \varepsilon^{n_c} = 0,121 \cdot 6,5^{1,35} = 1,512 \text{ МПа}$$

где  $n_c$  – показатель политропы сжатия.

Примем  $n_c = 1,35$ , для авиадвигателей –  $n_c = (1,33...1,35)$ .

2. Определим температуру в конце сжатия

$$T_c = T_{\alpha} \varepsilon^{n_c - 1} = 372 \cdot 6,5^{1,35 - 1} = 716 \text{ К.}$$

Заметим, что для авиадвигателей с наддувом

$$\begin{aligned} p_c &= (1,3...2,5) \text{ МПа,} \\ T_c &= (600...800) \text{ К.} \end{aligned}$$

### 2.3. Расчет процесса сгорания

Цель расчета процесса сгорания – определение максимальных значений температуры  $T_z$  и давления  $p_z$  газов при сгорании топлива.

1. Находим температуру  $T_z$ . Для этого воспользуемся уравнением сгорания, полученным на основе первого принципа термодинамики:

$$\frac{\xi H'_u}{\left( \alpha M_o + \frac{1}{m_T} \right) \cdot (1 + \gamma)} = \beta m c_{vmz} t_z - m c_{vmc} t_c,$$

где  $H'_u$  – низшая теплота сгорания топлива с учетом условий, при которых протекает процесс сгорания. При  $\alpha < 1,0$  будет неполное сгорание. В этом случае  $H'_u$  определяем по формуле

$$\begin{aligned} H'_u &= (1,39\alpha - 0,39)H_u = \\ &= (1,39 \cdot 0,85 - 0,39)44893 = 35550 \text{ кДж/кг}; \end{aligned}$$

$\xi$  – коэффициент эффективного выделения теплоты. Примем  $\xi = 0,92$ , для авиадвигателей –  $\xi = (0,90 \dots 0,92)$ ;

$M_o$  – теоретически необходимое количество воздуха для сгорания одного килограмма топлива, кмоль/кг:

$$\begin{aligned} M_o &= \frac{1}{0,209} \left( \frac{C}{12} + \frac{H}{4} - \frac{O_T}{32} \right) = \\ &= \frac{1}{0,209} \left( \frac{0,842}{12} + \frac{0,158}{4} \right) = 0,522 \text{ кмоль / кг.} \end{aligned}$$

Заметим, что действительное количество воздуха, участвующего в сгорании одного килограмма топлива при  $\alpha = 0,85$ , равно

$$\alpha M_o = 0,85 \cdot 0,522 = 0,4437 \text{ кмоль / кг};$$

$\beta = \frac{\beta_o + \gamma}{1 + \gamma}$  – действительный коэффициент молекулярного изменения,

$\beta_o$  – химический коэффициент молекулярного изменения.

Для случая  $\alpha < 1,0$  определим

$$\begin{aligned}\beta_o &= 1 + \frac{\frac{H}{4} + \frac{O_T}{32} - \frac{1}{m_T} + 0,209 \cdot M_o(1 - \alpha)}{\alpha M_o + \frac{1}{m_T}} = \\ &= 1 + \frac{\frac{0,158}{4} - \frac{1}{100} + 0,209 \cdot 0,522(1 - 0,85)}{0,85 \cdot 0,522 + \frac{1}{100}} = 1,1.\end{aligned}$$

Тогда

$$\beta = \frac{1,1 + 0,043}{1 + 0,043} = 1,096.$$

$mc_{vmc}$  – средняя молярная теплоемкость газов в интервале температур от 0 до  $t_c$  °С, которую вычисляем по формуле [2]

$$\begin{aligned}mc_{vmc} &= 20,9 + 209 \cdot 10^{-5} \cdot t_c = 20,9 + 209 \cdot 10^{-5} \cdot 443 = \\ &= 21,8 \text{ кДж / кмоль } ^\circ\text{С},\end{aligned}$$

где  $t_c = T_c - 273 = 716 - 273 = 443$  °С;

$mc_{vmz}$  – средняя молярная теплоемкость газов в интервале температур от 0 до  $t_z$  °С, которую находим в зависимости от коэффициента избытка воздуха по формуле [2]. При  $0,7 \leq \alpha \leq 1,0$ :

$$\begin{aligned}
mc_{vmz} &= 4,18(4,53 + \alpha) + \frac{360 + 250 \cdot \alpha}{2} 10^{-5} \cdot t_z = \\
&= 4,18(4,53 + 0,85) + \frac{360 + 250 \cdot 0,85}{2} 10^{-5} \cdot t_z = \\
&= (22,55 + 286 \cdot 10^{-5} \cdot t_z) \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}.
\end{aligned}$$

Значения остальных величин, входящих в расчетное уравнение, следующие:

$$\alpha = 0,85; m_T = 100; \gamma = 0,043.$$

Подставим все известные величины в расчетное уравнение

$$\begin{aligned}
&\frac{0,92 \cdot 35550}{(0,85 \cdot 0,522 + 0,01)(1 + 0,043)} = \\
&= 1,096(22,55 + 286 \cdot 10^{-5} \cdot t_z)t_z - 21,8 \cdot 443.
\end{aligned}$$

Получим квадратное уравнение

$$314 \cdot 10^{-5} \cdot t_z^2 + 24,65 \cdot t_z - 79000 = 0.$$

Решая его относительно  $t_z$ , находим

$$t_z = 2440^\circ \text{C}; \quad T_z = t_z + 273 = 2713 \text{ K}.$$

Для авиадвигателей  $T_z = (2600 \dots 2900) \text{ K}$ .

Заметим, что для нахождения температуры  $T_z$  можно воспользоваться другим методом, основанным на определении изменения внутренней энергии продуктов сгорания и температуры  $T_z$  с помощью графиков (см., например, [3]).

2. Определим максимальное давление сгорания

$$p_z = \beta p_c \frac{T_z}{T_c} = 1,096 \cdot 1,512 \frac{2713}{716} = 6,28 \text{ МПа}.$$

## 2.4. Расчет процесса расширения

Цель расчета процесса расширения – определение давления  $p_v$  и температуры  $T_v$  газов в конце расширения.

1. Находим давление в конце расширения:

$$p_v = \frac{p_n}{\varepsilon^{n_p}} = \frac{6,28}{6,5^{1,24}} = 0,616 \text{ МПа},$$

где  $n_p$  – показатель политропы расширения. Примем  $n_p = 1,24$ , для авиадвигателей –  $n_p = 1,24 \dots 1,26$ .

2. Рассчитываем температуру в конце расширения:

$$T_v = \frac{T_z}{\varepsilon^{n_p-1}} = \frac{2713}{6,5^{1,24-1}} = 1713 \text{ К}.$$

## 2.5. Определение индикаторных параметров двигателя

1. Находим среднее индикаторное давление

$$p_i = \frac{\varphi p_c}{\varepsilon - 1} \left[ \frac{\lambda}{n_p - 1} \left( 1 - \frac{1}{\varepsilon^{n_p-1}} \right) - \frac{1}{n_c - 1} \left( 1 - \frac{1}{\varepsilon^{n_c-1}} \right) \right],$$

где  $\varphi$  – коэффициент полноты (скругления) индикаторной диаграммы.

Примем  $\varphi = 0,96$ . Обычно  $\varphi = 0,94 \dots 0,97$ ;

$\lambda = \frac{P_z}{P_c}$  – степень повышения давления.

В данном случае  $\lambda = \frac{6,28}{1,512} = 4,15$ ,

$$p_i = \frac{0,96 \cdot 1,512}{6,5 - 1} \left[ \frac{4,15}{1,24 - 1} \left( 1 - \frac{1}{6,5^{1,24-1}} \right) - \frac{1}{1,35 - 1} \left( 1 - \frac{1}{6,5^{1,34-1}} \right) \right] = 1,29 \text{ МПа}.$$



2. Определим индикаторный КПД

$$\eta_i = \frac{mRT_{\kappa} p_i}{H_u p_{\kappa} \eta_{\text{вк}}} \left( \alpha M_o + \frac{1}{m_{\tau}} \right),$$

где  $mR = 8,314$  кДж / кмоль, К – универсальная газовая постоянная.

$$\eta_i = \frac{8,314 \cdot 335,3 \cdot 1,29}{44893 \cdot 0,133 \cdot 0,93} (0,85 \cdot 0,522 + 0,01) = 0,29.$$

3. Удельный индикаторный расход топлива:

$$g_i = \frac{3600}{H_u \eta_i} = \frac{3600}{44893 \cdot 0,29} = 0,276 \text{ кг/кВт} \cdot \text{ч}$$

## 2.6. Определение эффективных параметров двигателя

1. Находим среднее эффективное давление

$$p_e = p_i - \kappa_i p_i - p_{\text{мех}} = (1 - \kappa_i) \cdot p_i - p_{\text{мех}},$$

где  $\kappa_i = \frac{L_{\alpha\partial}}{\frac{H_u}{L_o} \cdot \frac{\eta_i}{\alpha} \cdot \eta_{\text{наг}}}$  – коэффициент, оценивающий долю индикаторной

мощности, затраченной на привод нагнетателя.

Напомним, что:

$L_{\alpha\partial}$  – адиабатическая работа сжатия в нагнетателе одного килограмма воздуха (в данном расчете  $L_{\alpha\partial} = 38,5$  кДж / кг);

$\eta_{\text{наг}}$  – эффективный КПД нагнетателя;

$$\eta_{\text{наг}} = \eta_{\alpha\partial} \eta_{\text{мех.наг}} = 0,67 \cdot 0,96 = 0,642;$$

$L_o$  – теоретически необходимое количество воздуха для сгорания одного килограмма топлива;

$$L_o = \frac{1}{0,232} \left( \frac{8}{3} C + 8H - O_{\tau} \right) =$$

$$= \frac{1}{0,232} \left( \frac{8}{3} 0,842 + 8 \cdot 0,158 \right) = 15,1 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}.$$

Подставив значения найденных величин, получим

$$K_i = \frac{38,5}{\frac{44893}{15,1} \frac{0,29}{0,85} 0,642} = 0,057.$$

Среднее давление механических потерь  $p_{\text{мех}}$  характеризует мощность, затраченную на преодоление сил трения, на привод вспомогательных механизмов и агрегатов и «насосные» потери.

Механические потери  $p_{\text{мех}}$  определяются с помощью эмпирических уравнений, полученных на основании экспериментальных данных. Так, согласно [4],

$$p_{\text{мех}} = p_{\text{мех.пр}} \left[ 0,65 + 0,35 \frac{p_H}{p_o} \sqrt{\frac{288}{T_K}} \right],$$

где  $p_H$  – атмосферное давление на расчетной высоте;

$p_o$  – нормальное атмосферное давление (на земле);

$p_{\text{мех.пр}}$  – приведенное среднее давление механических потерь.

Для звездообразных поршневых авиадвигателей  $p_{\text{мех.пр}}$  можно подсчитать по эмпирическому уравнению [4]:

$$p_{\text{мех.пр}} = 0,008(\varepsilon + 8,5)C_m \cdot 0,098 \text{ МПа}.$$

Здесь

$$C_m = \frac{Sn}{30} = \text{м / с} -$$

средняя скорость поршня. В расчетах значение  $C_m$  можно принять по прототипу. Так, для двигателей типов АИ-26В, АШ-62ИР, АШ-82Т

$$C_m = ( 11,3...12,6 ) \text{ м / с}$$

для двигателей типа АИ-14Р

$$C_m = ( 9...9,5 ) \text{ м / с}$$

В данном случае примем

$$C_m = 12,5 \text{ м / с.}$$

Тогда

$$\begin{aligned} p_{\text{мех.пр}} &= 0,008(6,5 + 8,5)12,5 \cdot 0,098 = \\ &= 0,147 \text{ МПа;} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} p_{\text{мех}} &= 0,147 \left[ 0,65 + 0,35 \frac{0,085}{0,1013} \sqrt{\frac{288}{335,3}} \right] = \\ &= 0,133 \text{ МПа.} \end{aligned}$$

Подставив найденные значения  $\kappa_i$  и  $p_{\text{мех}}$  в формулу для определения среднего эффективного давления, получим

$$\begin{aligned} p_e &= (1 - \kappa_i)p_i - p_{\text{мех}} = \\ &= (1 - 0,057)1,29 - 0,133 = 1,084 \text{ МПа.} \end{aligned}$$

2. Механический КПД

$$\eta_{\text{мех}} = \frac{p_{\text{в}}}{p_i} = \frac{1,084}{1,29} = 0,84.$$

В авиадвигателях с ПЦН

$$\eta_{\text{мех}} = 0,80 \dots 0,88.$$

3. Определим значение эффективного КПД

$$\eta_e = \eta_i \eta_{\text{мех}} = 0,29 \cdot 0,84 = 0,244.$$

4. Удельный эффективный расход

$$q_e = \frac{3600}{H_u \cdot \eta_e} = \frac{3600}{44893 \cdot 0,244} = 0,325 \text{ кг / кВт} \cdot \text{ч}.$$

## 2.7. Определение основных размеров двигателя

1. Из формулы для определения эффективной мощности четырехтактных двигателей [5]

$$N_e = \frac{p_e i V_h n}{120}$$

получим выражение для нахождения рабочего объема цилиндра двигателя

$$V_h = \frac{120 \cdot N_e}{p_e i n} \text{ м}^3,$$

где  $i$  – число цилиндров;

$n$  – частота вращения коленчатого вала;

$p_e$  – среднее эффективное давление.

В данном случае

$$i = 9; \quad n = 2150 \text{ мин}^{-1}; \quad p_e = 1,084 \text{ МПа};$$

эффективная мощность на расчетной высоте

$$N_e = N_{ep} = 585 \text{ кВт}.$$

Следовательно,

$$V_h = \frac{120 \cdot 585 \cdot 10^3}{1,084 \cdot 10^6 \cdot 9 \cdot 2150} = 3,36 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$$

2. Определим диаметр цилиндра  $D$  и ход поршня  $S$ . Обозначим отношение  $S/D = m$ . Тогда

$$V_h = \frac{\pi D^2}{4} S = \frac{\pi D^3}{4} m,$$

откуда

$$D = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot V_h}{\pi m}}.$$

Значение  $m$  принимаем по прототипу (см. прил. 2). В данном случае  $m = 1,12$ . Тогда

$$D = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot 3,36 \cdot 10^{-3}}{\pi \cdot 1,12}} = 0,156 \text{ м} = 156 \text{ мм}.$$

Находим ход поршня

$$S = mD = 1,12 \cdot 0,156 = 0,175 \text{ м} = 175 \text{ мм}.$$

3. Общий рабочий объем двигателя (литраж двигателя)

$$i V_h = 9 \cdot 3,36 \cdot 10^{-3} = 30,24 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 = 30,24 \text{ л}.$$

4. Проверим правильность выполненных расчетов по определению основных размеров двигателя:

$$N_{ep} = \frac{p_e i V_h n}{120} =$$

$$= \frac{1,084 \cdot 10^6 \cdot 9 \cdot 3,36 \cdot 10^{-3} \cdot 2150}{120} = 587 \text{ кВт}$$

Согласно заданию  $N_{ep} = 585 \text{ кВт}$ .

**Примечание.** Построение индикаторной диаграммы рабочего цикла поршневого двигателя изложено в работах [6, 7].

### 3. ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭВМ

Программа теплового расчета двигателя выполнена по методике, приведена в разделе 2 данного пособия.

Программа написана на языке программирования DELPHI. (В создании программы принимал участие А.В. Скляр).

#### Предупреждения!

В программе не предусмотрена проверка корректности исходных данных (причем вполне намеренно). Поэтому в случае получения подозрительных результатов отговорка типа «Это программа так посчитала» не действует!

#### Проверяйте исходные данные!

Методика расчета, используемая в данной программе, не предназначена для коэффициентов избытка воздуха больше единицы.

### 3.1. Пользовательский интерфейс

3.1.1. Главное окно интерфейса показано на рис. 3.1.

Панель слева «Исходные данные» предназначена для ввода исходных данных. При нажатии правой кнопки «мыши» открывается меню со следующими опциями:

3.1.2. Сохранить – открывает диалог сохранения исходных данных. Возможные варианты сохранения файла – с расширением \*.dvs и \*.txt.

3.1.3. Загрузить – открывает диалог загрузки исходных данных из файла. Возможные варианты загрузки файла – с расширением \*.dvs и \*.txt.

3.1.4. Очистить – очищает поля исходных данных и результатов.

Панель справа сверху «Таблица результатов» предназначена для вывода результатов расчета. При нажатии правой кнопки «мыши» открывается меню со следующей опцией:

3.1.5 Сохранить – открывает диалог сохранения результатов. Результаты можно сохранить в текстовом формате (\*.txt) и в формате MSExcel (\*.xls).

Панель справа внизу содержит график изменения выбранного параметра в зависимости от варьируемого параметра. Более подробно о вариантных расчетах изложено ниже. При нажатии правой кнопки «мыши» открывается меню со следующими опциями:

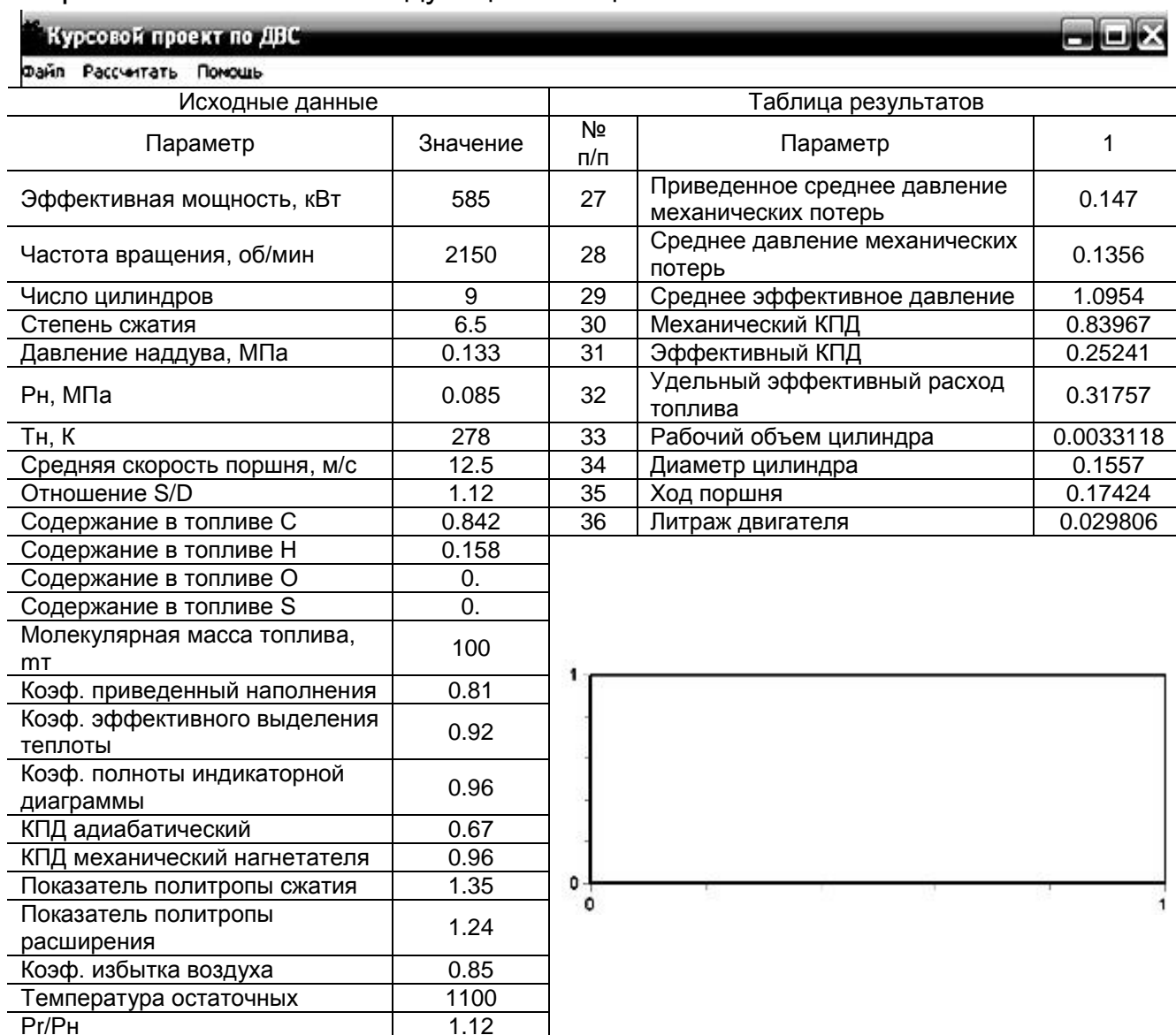


Рис. 3.1. Главное окно пользовательского интерфейса

3.1.6 Сохранить – открывает диалог сохранения графика.

3.1.7 Параметры – открывает окно настройки вида графика. Дублируется двойным «кликом» по полю графика. (Более подробно о настройке вида графика см. ниже).

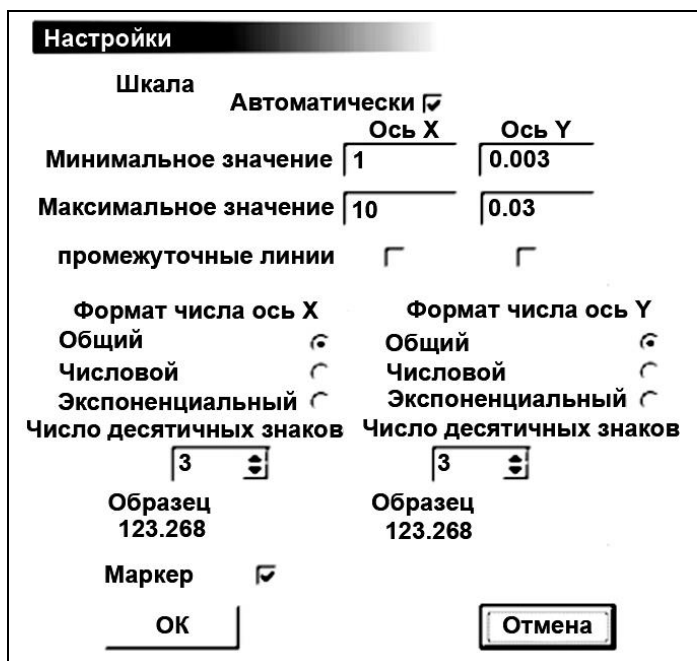


Рис. 3.2. Окно настройки графика  
вариационного расчета

тепловой расчет двигателя.

3.1.10. Пункт меню «Помощь» состоит из подменю:

- Справка – открывает файл руководства пользователя;
- О.. – показывает сведения о программе.

## 3.2. Построение графика изменения параметров

График изменения любого параметра результатов расчета в зависимости от варьируемого параметра выбранного в исходных данных, строят с использованием окна настройки вида графика (рис. 3.2).

В разделе шкала находятся параметры отображения графика и градуировки по осям X и Y. При установленной галочке «Автоматически» минимальные и максимальные значения по осям выбираются автоматически, иначе их можно задать вручную.

В разделе «Формат числа» можно выбрать вид отображения чисел на графике. Например, число 123,268 при выборе параметров будет иметь такой вид (число десятичных знаков выбрано равным 4):

- общий 123,268;
- числовой 123,2680;
- экспоненциальный 1,2327E+02.

В программе раздел «Формат числа» выполнен с настройкой «общий» по умолчанию.

Главное меню состоит из трех пунктов:

3.1.8. Пункт меню «Файл» состоит из подменю:

- новый – аналогично 3.1.4;
- загрузить – аналогично 3.1.3;

– сохранить – состоит из подменю:

- исходные данные – аналогично 3.1.2;

– результаты – аналогично 3.1.5.

- график – аналогично 3.1.6;
- выход – завершает работу приложения.

3.1.9. Пункт меню «Рассчитать» – выполняет



### 3.3. Вариационный расчет

Вариационный расчет подразумевает проведение нескольких расчетов с изменением какого-либо параметра. В данной программе одновременно возможно изменять только один параметр.

Исходные данные		Таблица результатов		
Параметр	Значение	№ п/п	Параметр	2
Эффективная мощность, кВт	585	22	Среднее индикаторное давление	1.1301
Частота вращения, об/мин	2150	23	Индикаторный КПД	0.25302
Число цилиндров	9	24	Удельный индикаторный расход топлива	0.3168
Степень сжатия	s8;4;0;5;	25	L0	15.126
Давление наддува, МПа	0.133	26	Ki	0.066998
P <sub>н</sub> , МПа	0.085	27	Приведенное среднее давление механических потерь	0.1274
T <sub>н</sub> , К	278	28	Среднее давление механических потерь	0.11752
Средняя скорость поршня, м/с	12.5	29	Среднее эффективное давление	0.93682
Отношение S/D	1.12	30	Механический КПД	0.82901
Содержание в топливе С	0.842	31	Эффективный КПД	0.20976
Содержание в топливе Н	0.158			
Содержание в топливе О	0.			
Содержание в топливе S	0.			
Молекулярная масса топлива, мт	100			
Коэф. приведенный наполнения	0.81			
Коэф. эффективного выделения теплоты	0.92			
Коэф. полноты индикаторной диаграммы	0.96			
КПД адиабатический	0.67			
КПД механический нагнетателя	0.96			
Показатель политропы сжатия	1.35			
Показатель политропы расширения	1.24			
Коэф. избытка воздуха	0.85			
Температура остаточных	1100			
P <sub>r</sub> /P <sub>н</sub>	1.12			

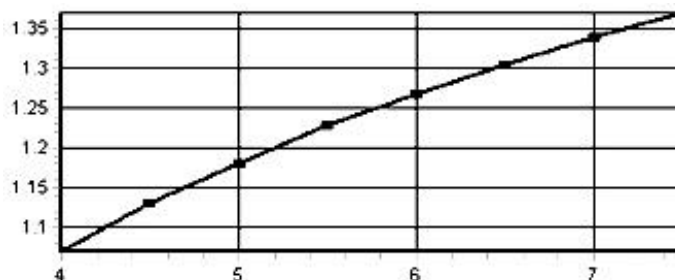


Рис. 3.3. Влияние изменения степени сжатия на расчетные параметры (средне индикаторное давление) цикла проектируемого поршневого ДВС

Предусмотрено два варианта задания значений изменяемого параметра:

3.3.1. По количеству элементов, значению первого элемента и шагу.

Формат задания варьируемого параметра такой: s<Количество элементов>;<Значение первого элемента>;<Шаг>;

Например, (рис. 3.3) при задании степени сжатия в виде  $s_{8;4;0,5}$ ; будет выполнено восемь расчетов с изменением степени сжатия от четырех до восьми с шагом 0,5.

3.3.2. Таблично. Формат задания варьируемого параметра:  $v<\text{Значение1}>;<\text{Значение2}>;\dots;<\text{ЗначениеN}>$ ; (Рис. 3.4).

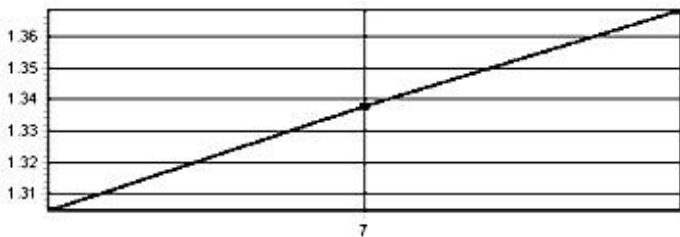
Исходные данные		Таблица результатов		
Параметр	Значение	№ п/п	Параметр	2
Эффективная мощность, кВт	585	22	Среднее индикаторное давление	1.3379
Частота вращения, об/мин	2150	23	Индикаторный КПД	0.30961
Число цилиндров	9	24	Удельный индикаторный расход топлива	0.2589
Степень сжатия	$V_6;5;7;7;5;$	25	$L_0$	15.126
Давление наддува, МПа	0.133	26	$K_i$	0.054752
$P_n$ , МПа	0.085	27	Приведенное среднее давление механических потерь	0.1519
$T_n$ , К	278	28	Среднее давление механических потерь	0.14012
Средняя скорость поршня, м/с	12.5	29	Среднее эффективное давление	1.1246
Отношение $S/D$	1.12	30	Механический КПД	0.84052
Содержание в топливе С	0.842	31	Эффективный КПД	0.26024
Содержание в топливе Н	0.158			
Содержание в топливе О	0.			
Содержание в топливе S	0.			
Молекулярная масса топлива, мт	100			
Коэф. приведенный наполнения	0.81			
Коэф. эффективного выделения теплоты	0.92			
Коэф. полноты индикаторной диаграммы	0.96			
КПД адиабатический	0.67			
КПД механический нагнетателя	0.96			
Показатель политропы сжатия	1.35			
Показатель политропы расширения	1.24			
Коэф. избытка воздуха	0.85			
Температура остаточных	1100			
$P_r/P_n$	1.12			

Рис. 3.4. Табличная форма представления влияния степени сжатия на расчетные параметры цикла проектируемого поршневого ДВС

Представленная программа позволяет проводить вариационный расчет влияния изменения одного из параметров исходных данных на расчетные значения параметров проектируемого двигателя.

## ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Основные данные некоторых авиационных поршневых  
звздообразных двигателей, находящихся в эксплуатации

Двигатель Параметр	М-14П	АШ-62 ИР	АИ-26В	АШ-82Т
Число цилиндров	9	9	7	7 x 2=14
Диаметр цилиндра, мм	105	155,5	155,5	155,5
Ход поршня, мм	130	174,5	155	155
Отношение S/D	1,236	1,12	0,996	0,996
Степень сжатия	6,3 ± 0,1	6,4 ± 0,1	6,5 ± 0,1	6,9 ± 0,1
Тип нагнетателя	ПЦН	ПЦН	ПЦН	ПЦН
Давление наддува, мм рт. ст.	$\frac{90^{-15} \text{ мм рт. ст.}}{75^{-15} \text{ мм рт. ст.}}$	900	760	1020
Расчетная высота, м	невысотный	1500	2000	1600
Мощность на расчетной высоте, кВт (л.с.)	$\frac{213(290)}{177(240)}$	617 (840)	338 (460)	1198 (1630)
Частота вращения, об/мин	2400/2050	2100	2050	2400
Топливо – бензин	Б91/115	Б91/115	Б91/115	Б95/130
Опережение зажигания до ВМТ в градусах поворота коленчатого вала	25±1	20±1	25±1	21±1
Открытие и закрытие клапанов в градусах поворота коленчатого вала: а) клапан впуска: открытие (до ВМТ); закрытие (после НМТ); б) клапан выпуска: открытие (до НМТ); закрытие (после ВМТ).	20±4 54±4  66±4 25±4	15±10 66  74 25+10	20±4 63  50 33±4	23±10 66  74 25+10

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Стандартная атмосфера (1 мм рт. ст. = 133,3 Н/м<sup>2</sup>)

Н, м	Тн, К	Рн, мм рт.ст	Н, м	Тн, К	Рн, мм рт.ст
0	288,0	760,0	4600	258,1	427,2
200	286,7	742,1	4800	256,8	416,0
400	285,4	724,6	5000	255,5	405,0
600	284,1	707,4	5200	254,2	394,3
800	282,8	690,5	5400	252,9	383,3
1000	282,5	674,1	5600	251,6	373,6
1200	280,2	657,9	5800	250,3	363,5
1400	278,9	642,0	6000	249,0	353,7
1600	277,6	626,4	6200	247,7	344,1
1800	276,3	611,1	6400	246,4	334,7
2000	275,0	596,2	6600	245,1	325,6
2200	273,7	581,5	6800	243,7	316,6
2400	272,4	567,1	7000	242,5	307,8
2600	271,1	553,1	7200	241,2	299,2
2800	269,8	539,3	7400	239,9	290,9
3000	268,5	525,7	7600	238,6	282,7
3200	267,2	512,5	7800	237,3	274,7
3400	265,5	499,5	8000	236,0	266,8
3600	264,6	486,8	8200	234,7	258,2
3800	263,3	474,4	8400	233,4	251,8
4000	262,0	462,2	8600	232,1	244,5
4200	260,7	450,3	8800	230,8	237,4
4400	259,4	438,6	9000	229,5	230,4

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Масленников, М.М. Авиационные поршневые двигатели [Текст]/М.М. Масленников, М.С. Рапипорт. - М.: Оборонгиз, 1951. – 847 с.
2. Глаголев, Н.М. Рабочие процессы двигателей внутреннего сгорания [Текст]/ Н.М. Глаголев. - М.: Машгиз, 1950. – 471 с.
3. Бугров, Е.П. Теория авиационного двигателя [Текст]/ Е.П. Бугров, А.Е. Заикин. - М.: Оборонгиз, 1940. – 365 с.
4. Авиационные двигатели. Сборник справочных материалов: /под ред. М.А. Левина, Г.В. Сеничкина. - М., Машгиз, 1951. – 244 с.
5. Двигатели внутреннего сгорания: теория поршневых и комбинированных двигателей [Текст]/Д.Н. Вырубов, Н.А. Иващенко и др.; под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. – М.: Машиностроение, 1983. – 375 с.
6. Асланов И.В. Пример динамического расчета поршневого звездообразного двигателя: Метод. указания к курсовому проектированию [Текст]/И.В. Асланов; Харьков, Харьк. авиац. ин-т, 1970. – 32 с.
7. Кириченко В.И. Динамический расчет поршневого звездообразного двигателя[Текст]: учеб пособие /В.И. Кириченко; Харьков, Харьк. авиац. ин-т, 1973. – 67 с.
8. Вальвачев А.Н., Сурков К.А., Сурков Д.А., Четирько Ю.М. «Программирование на языкеDelphi»[Текст]. Учебное пособие – 2005г. – 217 с.
9. ХавьерПашец «Программирование в Borland, Delphi 2006 для профессионалов»[Текст] - М., 2006г. – 944 с.

Навчальне видання

Шошин Юрій Сергійович  
Гусєв Юрій Алексійович  
Білогуб Олександр Віталійович

**ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ  
АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ**

(Російською мовою)

Редактор В.І. Філатова

Зв. план, 2012

Підписано до друку

Формат 60x84 1/16. Папір офс. №2. Офс. друк

Ум. друк. арк. 2,5. Обл. -вид. арк. Наклад 100 пр.

Замовлення Ціна вільна

---

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001