

ВЫБОР ОПТИМИЗИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И МЕТОДИКА ТЕПЛОВОГО РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2002 А. В. Григорьев, С. В. Лукачев

Самарский государственный аэрокосмический университет

При начальном проектировании оптимальность варианта двигателя во многом определяется его рабочим процессом. В работе обосновывается выбор параметров - степени повышения давления π и степени повышения температуры Θ - определяющих рабочий процесс авиационных поршневых двигателей (ПД). Уточняется методика теплового расчета ПД и описываются программные средства, реализующие данные методики для автоматизированного начального проектирования.

Анализ методологии начального проектирования авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) указывает на важность правильного выбора перечня оптимизируемых параметров рабочего процесса.

Если при формировании методологии начального проектирования ПД ориентироваться не только на теорию выбора оптимальных параметров ГТД, но и на анализ ГТД как тепловой машины, то циклы ПД (в отличие от традиционного подхода) лучше сравнивать и анализировать в координатах $i - S$ (рис. 1), причём выполнять это сравнение целесообразно при максимальных температуре и давлении процесса горения ($T_{z \max}$ и $p_{z \max}$ соответственно, пересечение которых определяет положение точки z), как это рекомендовано в работе [1]. Очевидно, что при таком сравнении цикл со смешанным подводом тепла является обобщенным вариантом, а циклы с подводом тепла при постоянном объеме и постоянном давлении являются его частными случаями, т. е. цикл Отто будет иметь минимальную степень сжатия ϵ , а цикл Дизеля - максимальную. Такой подход полностью совпадает с действительностью, поскольку процесс горения в реальных индикаторных диаграммах и бензиновых двигателей, и дизелей всегда протекает при переменных объеме и давлении, т. е. все двигатели в действительности работают по термодинамическому циклу со смешанным подводом тепла.

Очевидно, что изменение энтальпии в этих циклах не выходит из диапазона $i_a - i_z$, а изменение давления из диапазона $p_a - p_z$. От-

сюда следует, что основными параметрами этих термодинамических циклов являются степень подогрева рабочего тела $\Theta = T_z / T_a$ и степень повышения давления $\pi = p_z / p_a$, т. е. Θ и π можно считать проектными переменными (ПП). Такой подход представляется вполне естественным, поскольку при начальном проектировании двигателя о его геометрии речь не идёт. Оптимизация размеров необходима и имеет место на следующих этапах конструкторской проработки узлов и компоновке двигателя в целом.

Если параметры Θ и π при начальном проектировании двигателя считать независимыми ПП, то для согласования параметров ПД и летательного аппарата (ЛА) необходимо иметь зависимость массы ПД ($M_{\text{дв}}$) от этих ПП. Поскольку формализованные связи такого рода отсутствуют, то зависимость может быть получена на основе статистических данных. Сложность заключается в том, что в справочных данных о двигателях не приводятся значения T_z и p_z . Таким образом, величины Θ и π для каждого двигателя следует определять как предполагаемые, используя какой-либо метод поиска их возможных значений.

Один из этих методов – тепловой расчет каждого двигателя с подбором ряда неизвестных коэффициентов до тех пор, пока значения выходных параметров двигателя (C_e, N_x, N_e) не совпадут с их справочными значениями. Очевидно, что в этом методе резуль-

тат является n -мерным вектором, где n представляет собой 10...20 неизвестных величин, выбираемых в процессе теплового расчета. В результате была получена следующая зависимость массы четырехтактного ПД:

$$M_{\text{дв}} = 100,39\Theta^2 - 1751,25\Theta + 0,4248\pi^2 - 58,575\pi + 5616,8. \quad (1)$$

Ещё одной новой задачей в данной работе стал выбор расчётной единицы. Известно, что в проектных расчётах ГТД вначале вычисляются удельные параметры (в расчёте на расход воздуха через двигатель в 1 кг/с), а затем, исходя из мощности (или тяги), требуемой для заданного режима полета, определяется действительный расход воздуха. Задавая для ПД значения Θ и π можно определить значение среднего эффективного давления (p_e), что по сути будет являться удельной мощностью. Следовательно, сравнивая термогазодинамический расчет ГТД и тепловой расчет ПД, можно сделать

вывод, что для ПД расчётной единицей является величина объемного расхода рабочего тела через один цилиндр двигателя

$$f = \frac{V_h \cdot i \cdot n}{30 \cdot \tau}, \quad (2)$$

где V_h - рабочий объем одного цилиндра, м³; i - количество цилиндров двигателя; n - частота вращения коленчатого вала, об/мин; τ - тактность двигателя.

При выборе режима работы ПД, для которого целесообразно проводить оптимизацию его проектных параметров для вариантов ЛА, предназначенного для перевозки пассажиров и грузов, был принят крейсерский режим, т. к. именно он в основном определяет запас топлива. Поскольку на величину критериев эффективности ЛА оказывает влияние не только расход топлива, но и масса двигателя, то её следует рассчитывать на наиболее напряжённом режиме - взлётном.

Эти изложенные особенности начального проектирования авиационного ПД тре-

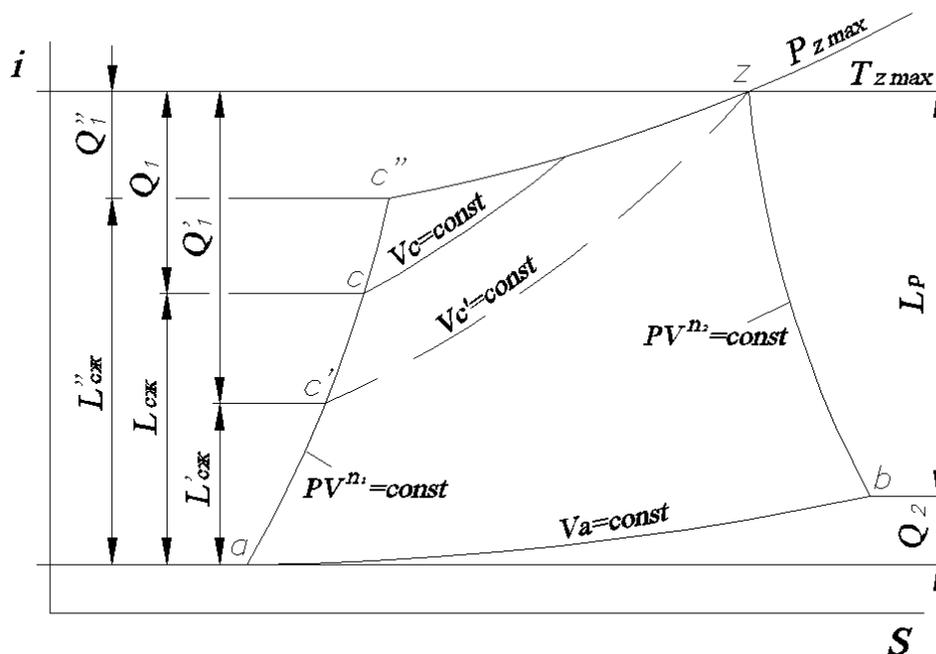


Рис. 1. Диаграмма термодинамических циклов ПД в i - S координатах, где Q_1 - количество теплоты, подведенное к рабочему телу от постороннего источника; Q_2 - количество теплоты, отведенное от рабочего тела холодному источнику; $L_{сж}$ - работа сжатия; L_p - работа расширения; V_a - объем, занимаемый рабочим телом в конце процесса расширения; V_c - объем, занимаемый рабочим телом в конце процесса сжатия; n_1 и n_2 - показатели политроп сжатия и расширения; $p_{z\max}$ и $T_{z\max}$ - максимальные давление и температура в цикле

буют переработки классической методики теплового расчета двигателя, особенно для расчета на крейсерском режиме работы. Так как расчет начинается с задания Θ и π , то необходимо задать среднюю скорость поршня ($V_{п\text{ ср}}$), степень подогрева свежего заряда (ΔT), коэффициент сопротивления впускной системы ($k\Delta p_a$), элементарный состав топлива, параметры окружающей среды, коэффициент очистки ($\varphi_{оч}$), коэффициент дозарядки ($\varphi_{доз}$), коэффициент использования теплоты (ξ_z), а также некоторые начальные значения коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{нач}$), температуры в конце впуска (T_a) и коэффициента остаточных газов (γ_r). Таким образом, возможно рассчитать величину степени сжатия (ε), а также параметры процесса сгорания, процесса впуска, процесса расширения и процесса выпуска, что и позволяет определить коэффициент остаточных газов:

$$\gamma_r = \frac{T_k + \Delta T}{T_r} \cdot \frac{\varphi_{оч}}{\varepsilon \varphi_{доз} p_a - \varphi_{оч} p_r}, \quad (3)$$

где T_r и p_r - параметры остаточных газов, T_k - температура окружающей среды. Аналогично определяется температура в конце сжатия:

$$T_a = (T_k + \Delta T + \gamma_r T_r) / (1 + \gamma_r). \quad (4)$$

Для получения значения коэффициента избытка воздуха предварительно рассчитываются параметры процесса сжатия и теплота сгорания рабочей смеси ($H_{раб.см}$). Далее, если заданное значение $\alpha_{нач} < 1$, то

$$\alpha = 1 - (H_u - H_{раб.см} M_1 (1 + \gamma_r)) / 119950 \cdot L_0, \quad (5)$$

если $\alpha \geq 1$, то коэффициент избытка воздуха рассчитывается по следующей формуле:

$$\alpha = \frac{H_u}{H_{раб.см} L_0 (1 + \gamma_r)} - \frac{1}{m_t}. \quad (6)$$

Полученное значение α сравнивается с заданным в начале расчета с точностью до третьего знака после запятой. При несовпадении расчет повторяется. Блок - схема подпрограммы расчета рабочего цикла на крейсерском режиме представлена на рис. 2. В результате выполнения описанных процедур получаем значения коэффициента избытка воздуха, температуры в конце впуска и коэффициент остаточных газов, которые соответствуют заданным значениям Θ и π .

Тепловой расчет на взлетном режиме проходит по традиционной схеме [2], величина степени сжатия берется из соответствующего расчета цикла на крейсерском режиме.

Процесс проектирования ПД состоит из ряда процедур и операций. Вначале выполняется процедура многовариантного анализа согласования параметров и расчета технико-экономических показателей ЛА и двигателя. При этом в исследуемой области параметров по задаваемому плану эксперимента проводится расчет определенного количества вариантов двигателя в системе «ЛА – двигатель». Затем выполняется процедура синтеза областей оптимальных параметров ПД. Для этого полученные значения целевых функций аппроксимируются с помощью метода регрессионного анализа, в результате чего получают выражения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры и критерии эффективности. Эти выражения используются для нахождения оптимума и границ областей оптимальных параметров по рассматриваемым критериям. Под локально-оптимальной областью понимается подмножество параметров, в котором при любом их сочетании отклонение целевой функции от ее экстремального значения не превышает величины критериального допуска на основные технические данные ПД и ЛА. Область для выбора значений параметров получается как результат пересечения локально-оптимальных областей для различных критериев с учетом возможных ограничений.

Для решения рассмотренных задач начального проектирования ПД разработан программный комплекс. В его структуре (рис.3) выделяются две основные составля-

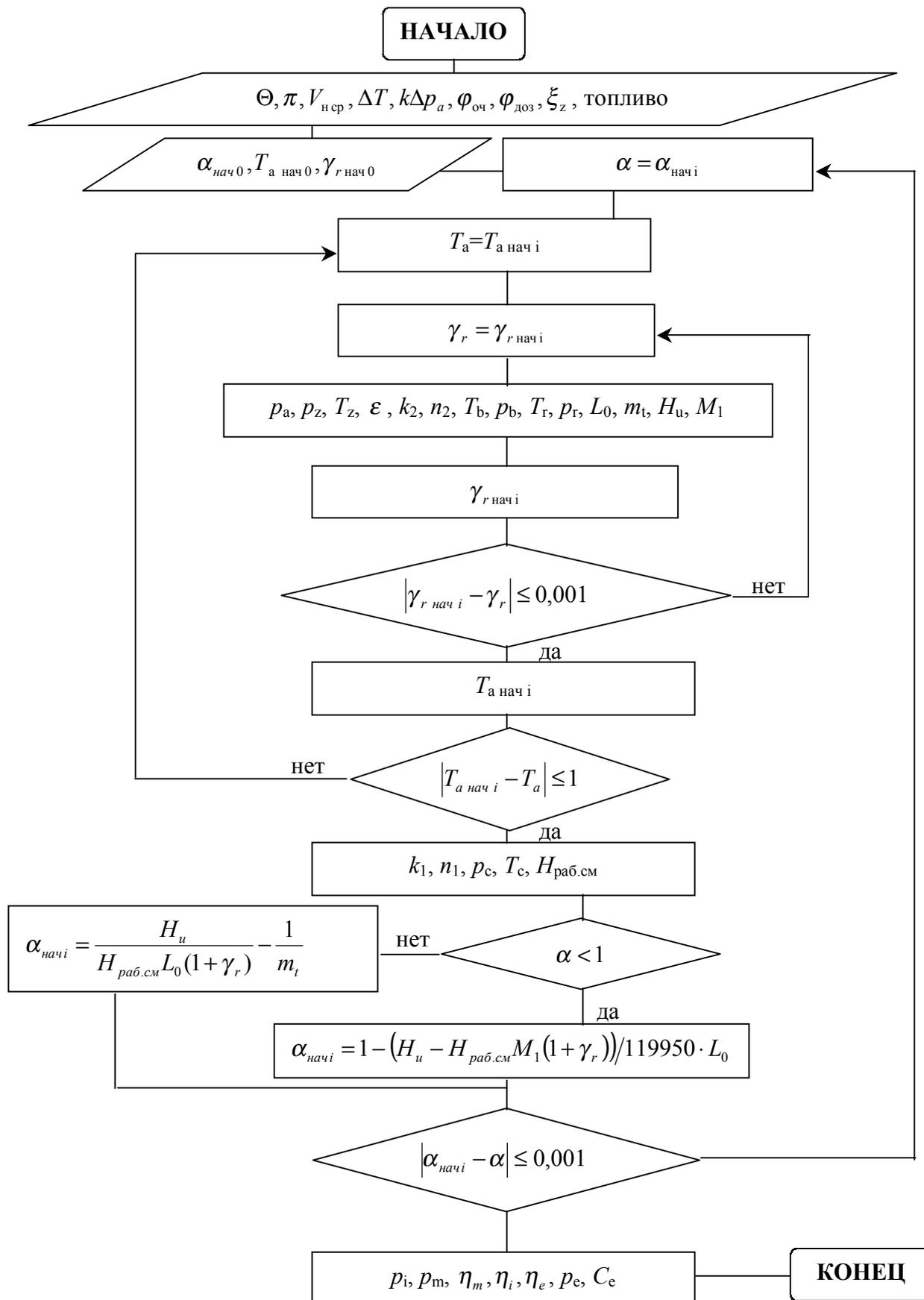


Рис. 2. Блок-схема подпрограммы расчета рабочего цикла ПД

ющие: системное наполнение и функциональное наполнение. Системное наполнение является специализированным, дополняющим возможности штатной операционной системы, ориентированной на пользователя, специалиста (в области двигателестроения), и состоит из модулей организации вычислительного процесса и модулей информационного обеспечения.

Базовое функциональное наполнение состоит из следующих модулей - задач:

- «АППАРАТ», служащий для выработки рационального технического задания на ПД и позволяющий проводить выбор рациональных значений параметров рабочего процесса, для согласования параметров силовой установки и ЛА, который базируется на методах опережающего начального проектирования;

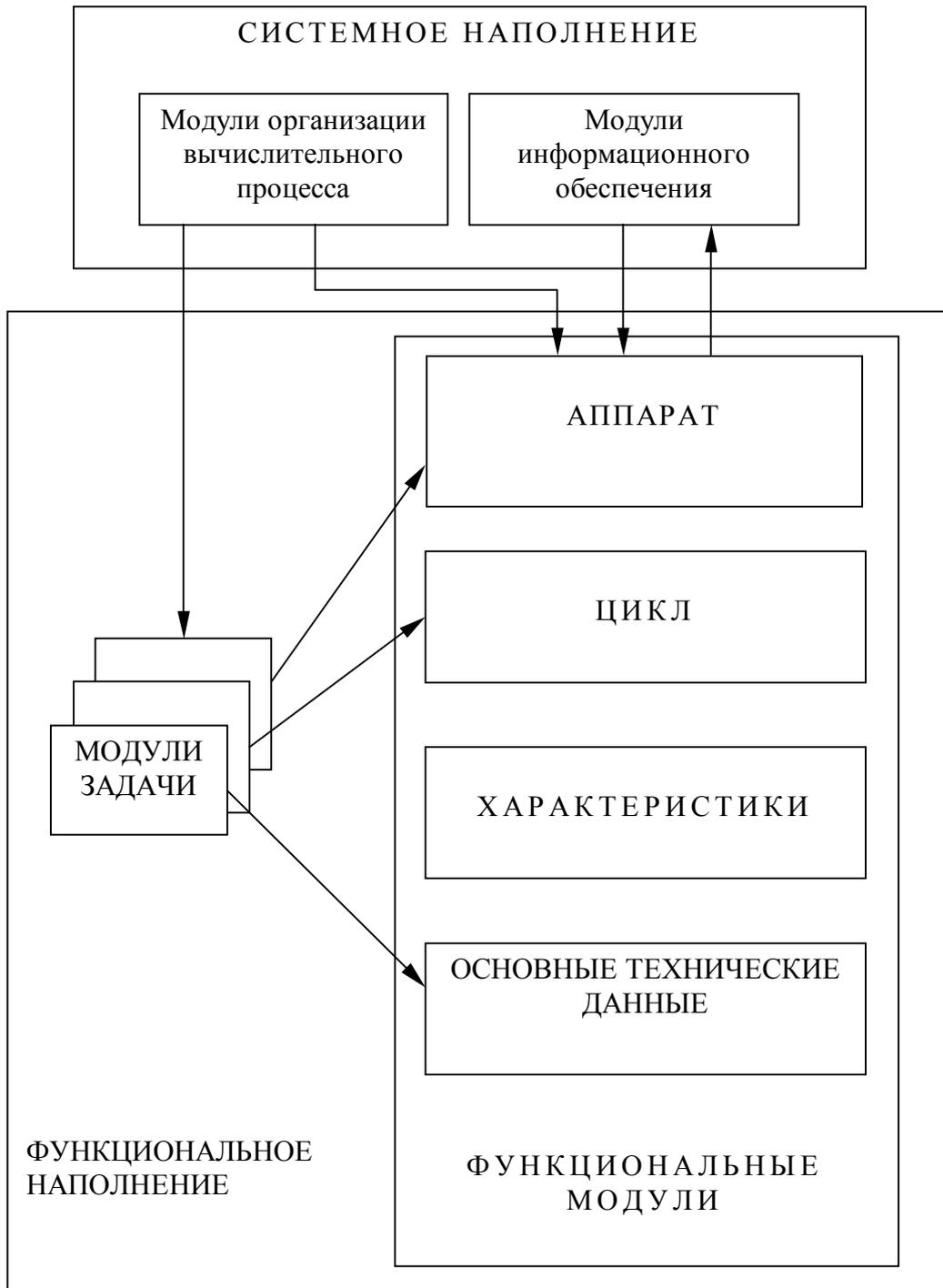


Рис. 3. Функциональная схема ПО, реализующего начальное проектирование ПД

- «ЦИКЛ», с помощью которого решаются задачи анализа и синтеза оптимального рабочего процесса ПД и определяются его расчетные дроссельные и высотно-скоростные характеристики;

- «ХАРАКТЕРИСТИКИ», в котором рассчитывается комплекс характеристик ПД, приближенных к условиям эксплуатации двигателя и воздушного винта на ЛА;

- «ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ», реализующий расчет основных технических данных ПД для технического предложения.

Список литературы

1. Вукалович М. П., Новиков И. И. Техническая термодинамика. М.: Энергия, 1968, 496 с.

2. Григорьев В. А., Григорьев А. В., Ковылов Ю. Л. Научно-учебный программный комплекс для автоматизации начального проектирования авиационных поршневых двигателей. Вестн. СГАУ. Серия: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Вып. 3. Часть 1. Самара 1999. С. 150...159.

CHOICE OF OPTIMUM PARAMETERS FOR OPERATION PROCESS AND THE APPROACH TO THERMAL CALCULATION OF AIRCRAFT PISTON ENGINES TECHNIQUE IN THE AIRCRAFT SYSTEM

© 2002 A. V. Grigoriev, S. V. Lukachev

Samara State Aerospace University

At the initial designing optimum variant of engines is determined of its operation process. In the research there is substantiation of a parameters choice – power of pressure up and power of temperature up, which determine the operation process of aircraft piston engines. the approach to thermal calculation of aircraft piston engines technique is specified and there the software realizing automated initial designing of piston engines is described.