

ПОДХОД К МАТЕМАТИЧЕСКОМУ МОДЕЛИРОВАНИЮ АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ПОРШНЕВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Ю. В. ЗИНЕНКОВ

YURA2105@MAIL.RU

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

Поступила в редакцию 9.04.2024

Аннотация. Особенность представленного в статье подхода к математическому моделированию силовой установки (СУ) на базе авиационного поршневого двигателя (АПД) с нагнетателем заключается в отсутствии термодинамического расчета АПД по рабочим тактам за счет прямого задания коэффициента полноты диаграммы. Такой подход упрощает моделирование рабочего процесса АПД при достаточной точности результатов в рамках поставленной перед автором задачи. Теоретические аспекты данного подхода приняты из методики расчета характеристик АПД М.М. Масленникова, на основе которой и разработана представляемая математическая модель (ММ) СУ с АПД. Для понимания структуры разработанной ММ описан порядок организации расчета параметров и характеристик СУ с АПД, условно разделенный на три этапа: тепловой расчет, расчет высотно-скоростных характеристик (ВСХ) и расчет внешних характеристик. При описании ММ внимание уделено особенностям расчета параметров рабочего процесса с использованием обобщенных зависимостей, а также дизельных двигателей. Проверка получаемых результатов с использованием разработанной ММ СУ с АПД на предмет достоверности и адекватности проведена путем сравнения рассчитанных данных с данными из технического описания самолета Як-18Т с СУ на базе АПД М-14П.

Ключевые слова: авиационный поршневой двигатель; математическое моделирование; высотно-скоростные характеристики; беспилотный летательный аппарат; коэффициент полноты диаграммы.

ВВЕДЕНИЕ

Бурное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) вызывает острую потребность в составных элементах, системах и агрегатах, обеспечивающих их функционирование, при условии, что локализация производства всех основных элементов должна быть реализована на отечественных предприятиях промышленности [1]. Авиационный двигатель относится к критически важному элементу любого летательного аппарата (ЛА), в том числе беспилотного. Его техническое совершенство во многом определяет эффективность и функциональные возможности БПЛА, в составе которого двигатель будет применяться. Современная классификация БПЛА показывает, насколько широкие у них диапазоны взлетных масс, скоростей и высот полета, что в совокупности с различным целевым назначением обуславливает сложность выбора того или иного типа двигателя в состав СУ. Это приводит к тому, что СУ современных БПЛА самолетной конструкции имеют в своем составе разные типы двигателей с разными источниками и преобразователями энергии [2]. Одними из основных типов при этом являются АПД разных схем.

В нашей стране вопросы совершенства АПД после перехода авиации на газотурбинные двигатели в середине прошлого века долгое время находились в слабо развивающемся состоянии. Хотя в это время за рубежом создавались самолеты и вертолеты для частной малой авиации и поршневые двигатели для нее (широко известные фирмы-разработчики АПД: Lycoming, Continental Aerospace Technologies, Rotax и др.). В последнее время на фоне нарастающей потребности в современных БПЛА различного целевого назначения и санкционного давления со стороны стран-партнеров по кооперации в создании ряда совместных проектов поршневых беспилотников ситуация изменилась, так как возникла острая необходимость в разработке отечественных АПД разных мощностей [3].

Процесс создания любого авиационного двигателя начинается с этапа внешнего проектирования, на котором проводится большое количество расчетно-теоретических исследований, направленных на формирование его предварительного технического облика. Данные исследования проводятся с использованием программно-методических аппаратов, имеющихся в распоряжении инженеров-конструкторов. В связи с тем, что развитию АПД в нашей стране долгое время не уделяли большого внимания, программно-методические аппараты, обеспечивающие расчет СУ с АПД в составе ЛА, не имели достаточной проработки. Этот факт, в свою очередь, и обосновывает актуальность представляемой работы, направленной на развитие программно-методического аппарата расчета СУ с АПД в составе ЛА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Детальность процессов, протекающих в реальных физических объектах, которые предстоит моделировать с использованием математического аппарата, должна быть необходимой и достаточной для получения требуемого результата. Избыточное усложнение ММ, наряду с улучшением детализации процессов, неизбежно приводит к накоплению дополнительных ошибок: методических; алгоритмических; вычислительных; технических; в исходных данных; в обработке результатов и др. Чтобы это влияние снизить, перед началом разработки ММ необходимо правильно определить уровень математического моделирования физических явлений, на основе чего ввести целесообразные рамки ограничений в детализацию процессов моделирования [5].

Перед автором работы стояла задача математического моделирования движения БПЛА с СУ на базе АПД по заданной программе полета. При этом в качестве инструмента моделирования предполагалось использовать программу «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [6]. Для моделирования траектории движения БПЛА необходимо иметь массив ВСХ, который насчитывается во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета ЛА при помощи ММ СУ и передается в ММ динамики полета. В текущей версии программы [6] была реализована возможность термодинамического расчета только газотурбинных двигателей. Поэтому для обеспечения расчета ВСХ СУ с АПД потребовалась разработка его ММ.

Таким образом, научная задача представляемой работы заключается в разработке ММ АПД, обеспечивающей расчет ВСХ СУ во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета БПЛА самолетного типа, и ее интеграции с ММ динамики полета в общем алгоритме программы.

При этом целью работы является повышение эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ различных типов по критериям самолетного уровня за счет расширения функциональных возможностей программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА».

Исходя из поставленной задачи, в результате математического моделирования рабочего процесса СУ с АПД должен быть сформирован массив ВСХ по тяге и расходу топлива. Поэтому детализация рабочего процесса по тактам АПД необязательна, в отличие от необходимой адаптации расчета именно для авиационных двигателей в части получения ВСХ. Анализ

существующих методик расчета поршневых двигателей, к примеру [7–9], показал, что для текущей задачи наиболее подходящей является методика М.М. Масленникова, изложенная в работе [9]. Данная методика универсально адаптирована автором для получения ВСХ высотных и невысотных бензиновых и дизельных АПД с нагнетателем.

ОРГАНИЗАЦИЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК СУ С АПД

Для работы программы в автоматическом режиме необходимо организовать однократный ввод исходных данных, их обработку и вывод результатов в удобной для анализа форме. При этом вмешательство пользователя на всех этапах расчета должно быть исключено. На рис. 1 продемонстрирован порядок расчета параметров и характеристик СУ с АПД, реализованный в разработанной ММ. В нем можно выделить несколько этапов: ввод исходных данных; тепловой расчет; расчет ВСХ; расчет внешних характеристик; вывод результатов.

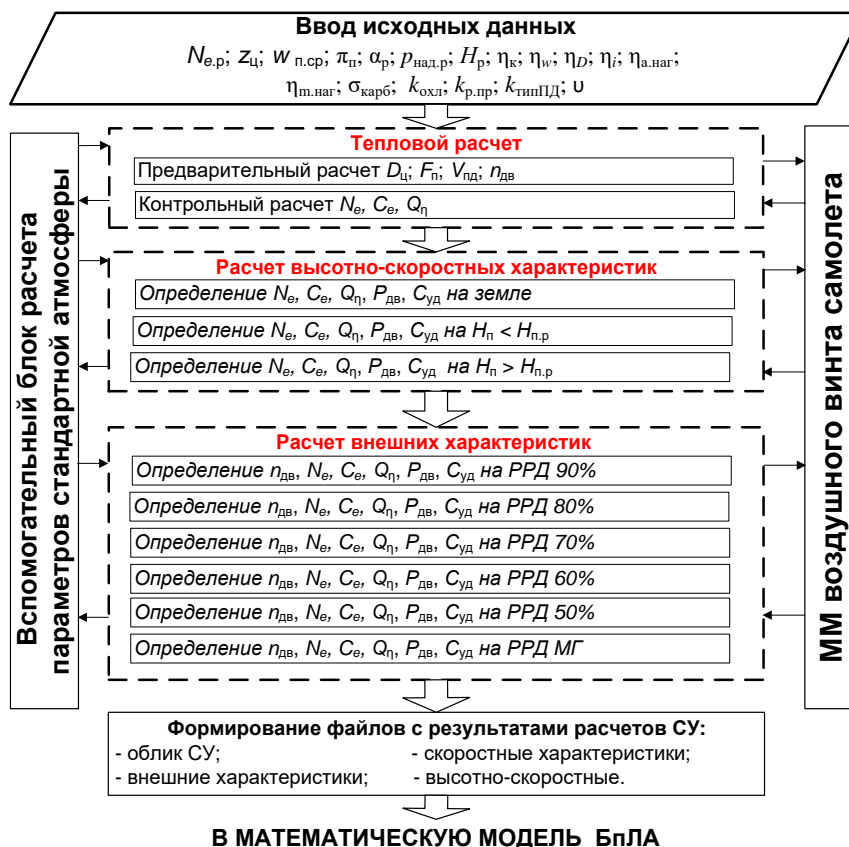


Рис. 1. Организация расчета параметров и характеристик СУ с АПД

Кратко опишем технические и методические особенности математического моделирования СУ с АПД на этих этапах.

1. Ввод исходных данных, вывод результатов

Этап ввода исходных данных организован так, чтобы у пользователя была возможность производить настройку проекта во внешнем файле (с расширением *.KMM), который однократно считывается программой при запуске на ЭВМ ее исполняемого файла. Далее, расчет организован полностью в автоматическом режиме, без вмешательства пользователя. После завершения расчета его результаты автоматически формируются в нескольких внешних файлах (с расширением *.DAT), которые сохраняются в директории (папке на ЭВМ), где расположены файл исходных данных и исполняемый файл программы. Вывод результатов структурно организован в виде таблиц, где, помимо значений рассчитанных параметров, представлено их подробное описание, описание единиц измерения, а также показаны выражения для определения интегральных показателей.

2. Тепловой расчет

Основной целью теплового расчета АПД является определение расчетных значений эффективной мощности N_e и частоты вращения $n_{дв}$. При этом также происходит расчет и других параметров, характеризующих предварительный технический облик АПД: среднее эффективное давление p_e ; диаметр цилиндра $D_{ц}$; площадь поршня $F_{п}$; ход поршня $S_{п}$; объем двигателя $V_{ПД}$, удельный расход топлива C_e и ряд других.

В качестве исходных данных принимаются следующие условия и параметры:

- расчетная высота H_p (высота, на которой двигатель имеет расчетное давление наддува при полном использовании напорной способности нагнетателя);
- тип поршневого двигателя (конструктивный признак);
- форма камеры сгорания (конструктивный признак, рис. 2);
- место расположения нагнетателя;
- угол перекрытия фаз газораспределения;
- число цилиндров;
- мощность на выводном валу N_e ;
- средняя скорость поршня $w_{п.с}$;
- степень сжатия ϵ ;
- коэффициент избытка воздуха α ;
- давление наддува расчетное $p_{наг.р}$;
- теплотворная способность топлива H_u ;
- количество углерода в топливе C_T ;
- количество водорода в топливе H_T ;
- коэффициент полноты диаграммы η_w ;
- первичное значение коэффициента диаметра η_{D1} ;
- коэффициент потерь давления в карбюраторе $\sigma_{карб}$;
- адиабатический КПД нагнетателя $\eta_{а.наг}$;
- механический КПД нагнетателя $\eta_{м.наг}$;
- степень охлаждения воздуха в результате теплоотдачи в стенки $k_{охл}$;
- степень коррекции приведенного коэффициента наполнения $k_{кор}$;
- коэффициент для определения приведенного среднего давления трения $k_{р.пр.ср}$;
- постоянный коэффициент для данного двигателя $k_{типПД}$;
- отношение хода поршня к диаметру цилиндра υ .

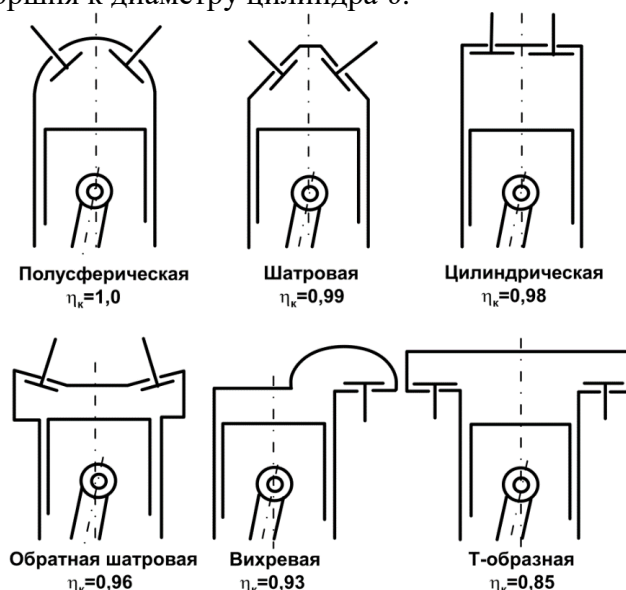


Рис. 2. Типичные формы камер сгорания и соответствующие значения их коэффициентов η_k

В соответствии с принятой методикой М. М. Масленикова тепловой расчет АПД проводится с использованием аналитических выражений, подробно описанных в [9]. При этом для определения ряда параметров используются обобщенные графические зависимости, которые в алгоритме программы заданы в виде полиномов разной степени. Кратко опишем эти зависимости.

Индикаторный КПД определяется по выражению (1):

$$\eta_i = \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{0,25}}\right) \eta_w \eta_\alpha \eta_D \eta_k, \quad (1)$$

где η_α – коэффициент состава смеси; η_D – коэффициент диаметра; η_k – коэффициент камеры сгорания – определяется в зависимости от типа ее конструкции по рис. 2.

В свою очередь, коэффициент η_α в зависимости от расчетного значения коэффициента избытка воздуха α определяется по обобщенной зависимости, представленной на рис. 3.

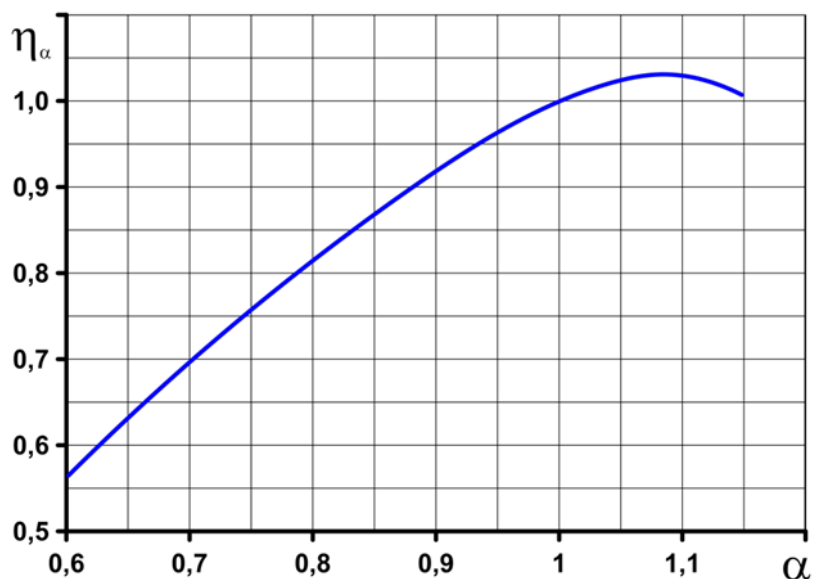


Рис. 3. Зависимость коэффициента состава смеси η_α от коэффициента избытка воздуха α

Следующая особенность заключается в определении расчетной величины коэффициента наполнения η_v по выражению (2):

$$\eta_v = \eta_{v,пр} \sqrt{\frac{T'_{наг}}{288}} \Phi_p, \quad (2)$$

где $\eta_{v,пр}$ – приведенный коэффициент наполнения; $T'_{наг}$ – условная температура воздуха за нагнетателем; Φ_p – относительное изменение коэффициента наполнения.

В выражении (2) определение величины $\eta_{v,пр}$ для заданной средней скорости поршня $w_{п.с}$ выполняется с учетом заданной системы наполнения моделируемого АПД по данным рис. 4, где изображены зависимости $\eta_{v,пр}$ некоторых двигателей от $w_{п.ср}$.

После получения расчетных значений N_e и $n_{дв}$ данные передаются в ММ воздушного вета самолета [10] для определения расчетного значения тяги СУ $P_{су}$.

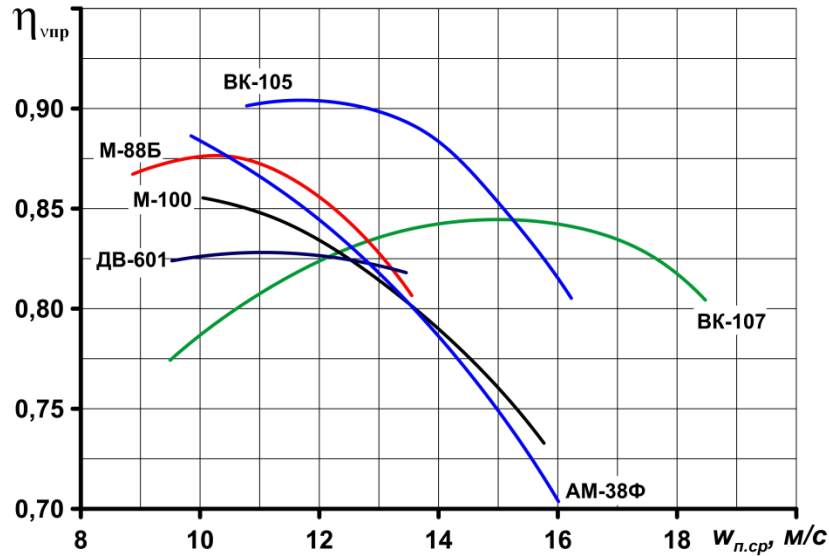


Рис. 4. Зависимость приведенного коэффициента наполнения $\eta_{v,пр}$ некоторых двигателей от средней скорости поршня $w_{п.ср}$

3. Расчет ВСХ

Целью расчета ВСХ является определение N_e , $P_{СУ}$ и часового расхода топлива Q_η для эксплуатационных диапазонов высот и скоростей полета самолета. При этом за исходные данные принимаются результаты теплового расчета (см. п. 2 выше), которые относятся к расчетной высоте полета. Известно, что высоту и скорость полета самолета характеризуют условия на входе в двигатель через давление и температуру поступающего воздуха. Поэтому для определения их значений в цикле алгоритма расчета ВСХ используется вспомогательный блок расчета параметров стандартной атмосферы.

Порядок расчета ВСХ в ММ СУ с АПД организован следующим образом. Вначале происходит расчет высотных характеристик для высоты $H_\Pi = 0$, затем для высот меньше расчетной, и в конце – для высот больше расчетной высоты полета самолета. На каждой высоте полета происходит расчет N_e , $P_{СУ}$ и Q_η для чисел Маха M_Π в заданном диапазоне с дискретностью 0,25.

Для определения мощности АПД N_e на текущей высоте полета H_Π используется выражение (3):

$$N_e = (N_{e,p} + N_{f,p}) \frac{p_{наг}}{p_{наг,p}} \sqrt{\frac{T'_{наг,p}}{T'_{наг}}} - N_{f,пр,p} \left(1 - k_{типАПД} \left(1 - \frac{p_H}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T'_{наг}}} \right) \right), \quad (3)$$

где $N_{f,p}$ – мощность трения АПД на расчетной высоте; $N_{f,пр,p}$ – приведенная мощность трения АПД на расчетной высоте; $p_{наг}$ – давление воздуха за нагнетателем на текущей высоте; $T'_{наг,p}$ – условная температура воздуха за нагнетателем на расчетной высоте; $T'_{наг}$ – условная температура воздуха за нагнетателем на текущей высоте; p_H – давление на текущей высоте; p_0 – стандартное давление; T_0 – стандартная температура.

Для определения текущего удельного расхода топлива C_e на высоте H_Π используется выражение (4):

$$C_e = C_{ep} \frac{\eta_{мп}}{\eta_m}, \quad (4)$$

где C_{ep} – удельный расход топлива АПД на расчетной высоте; $\eta_{мп}$ – механический КПД АПД на расчетной высоте; η_m – текущий механический КПД АПД.

Зная C_e , по выражению (5) можно определить часовой расход топлива C_η :

$$C_\eta = C_e N_e. \quad (5)$$

В процессе расчета ВСХ полученные для требуемого режима полета ($H_{п}$ и $M_{п}$) значения N_e передаются в ММ воздушного винта самолета для определения текущих значений $P_{СУ}$.

4. Расчет внешних характеристик

Внешние характеристики АПД рассчитываются для моделирования его совместной работы с воздушным винтом изменяемого шага и последующей передачей в ММ динамики полета. Поэтому целью расчета здесь является определение N_e , $P_{СУ}$ и часового расхода топлива Q_η для эксплуатационных высот и скоростей полета самолета на разных частотах вращения АПД $n_{дв}$. Следовательно, задающим параметром расчета внешних характеристик является n , значение которой изменяется дискретно с шагом 10 % от 90 до 40 %.

В отличие от расчета высотных характеристик, где N_e и C_e определяются относительно параметров на расчетной высоте полета, в данном случае используются параметры, рассчитанные для работы двигателя на земле (с индексом «0»).

При этом значение текущей мощности АПД N_e при расчете внешней характеристики определяется по выражению (6):

$$N_e = (N_{e,0} + N_{f,0}) \frac{1 - k_{i,p} \left(\frac{n}{n_p} \right)^2}{1 - k_{i,p}} \frac{N_i}{N_{i,0}} - N_{f,0} \left(\frac{n}{n_p} \right)^2, \quad (6)$$

где $N_{e,0}$ – мощность АПД при работе на земле; $N_{f,0}$ – мощность трения АПД при работе на земле; $k_{i,p}$ – доля индикаторной мощности, затрачиваемой на нагнетатель при расчетной частоте вращения АПД; N_i – текущая индикаторная мощность АПД; $N_{i,0}$ – индикаторная мощность АПД при работе на земле; n – текущая частота вращения АПД; n_p – расчетная частота вращения АПД.

А эффективный удельный расход топлива АПД C_e определяется по выражению (7):

$$C_e = C_{e,0} \frac{\eta_{м0}}{\eta_m}, \quad (7)$$

где $C_{e,0}$ – удельный расход топлива АПД при работе на земле; $\eta_{м0}$ – механический КПД АПД при работе на земле.

После определения C_e также по выражению (5) определяется C_η . Затем, как и при расчете ВСХ, полученные для каждой пары значений $H_{п}$, $M_{п}$ величины N_e и n передаются в ММ воздушного винта самолета для определения текущих значений $P_{СУ}$.

Так организован (см. пп. 1–4) расчет параметров и характеристик СУ с бензиновыми АПД. Следует отметить, что при расчете СУ с дизельными АПД существуют две особенности теплового расчета, описанные ниже в п. 5. При этом расчет характеристик дизельных двигателей осуществляется по тем же выражениям и зависимостям, что и бензиновых, без дополнений.

5. Особенности теплового расчета дизельных двигателей

Первая особенность теплового расчета дизельных двигателей заключается в определении индикаторного КПД η_i . Рассчитать η_i для дизельного АПД с использованием выражения (1) как для бензиновых АПД нельзя, так как процесс горения организован по другим принципам. Следовательно, коэффициенты, оказывающие влияние на эффективность использования тепла в цикле дизельного АПД, другие. В рассматриваемой методике расчетное значение η_i дизельного АПД предлагается получить с использованием полуэмпирической формулы (8):

$$\eta_i = \eta_\varepsilon \eta_\alpha \eta_\rho \eta_\tau \eta_{\text{одн}}, \quad (8)$$

где η_ε – коэффициент влияния степени сжатия; η_α – коэффициент влияния состава смеси; η_ρ – коэффициент влияния плотности поступающего воздуха; η_τ – коэффициент влияния относительного периода задержки воспламенения; $\eta_{\text{одн}}$ – коэффициент влияния неоднородности смеси.

Коэффициенты влияния на индикаторный КПД дизельного АПД, входящие в выражение (8), определяются следующим образом: коэффициент $\eta_{\text{одн}}$ задается в диапазоне 0,85...0,9, а остальные – по обобщенным зависимостям, изображенным на рис. 5.

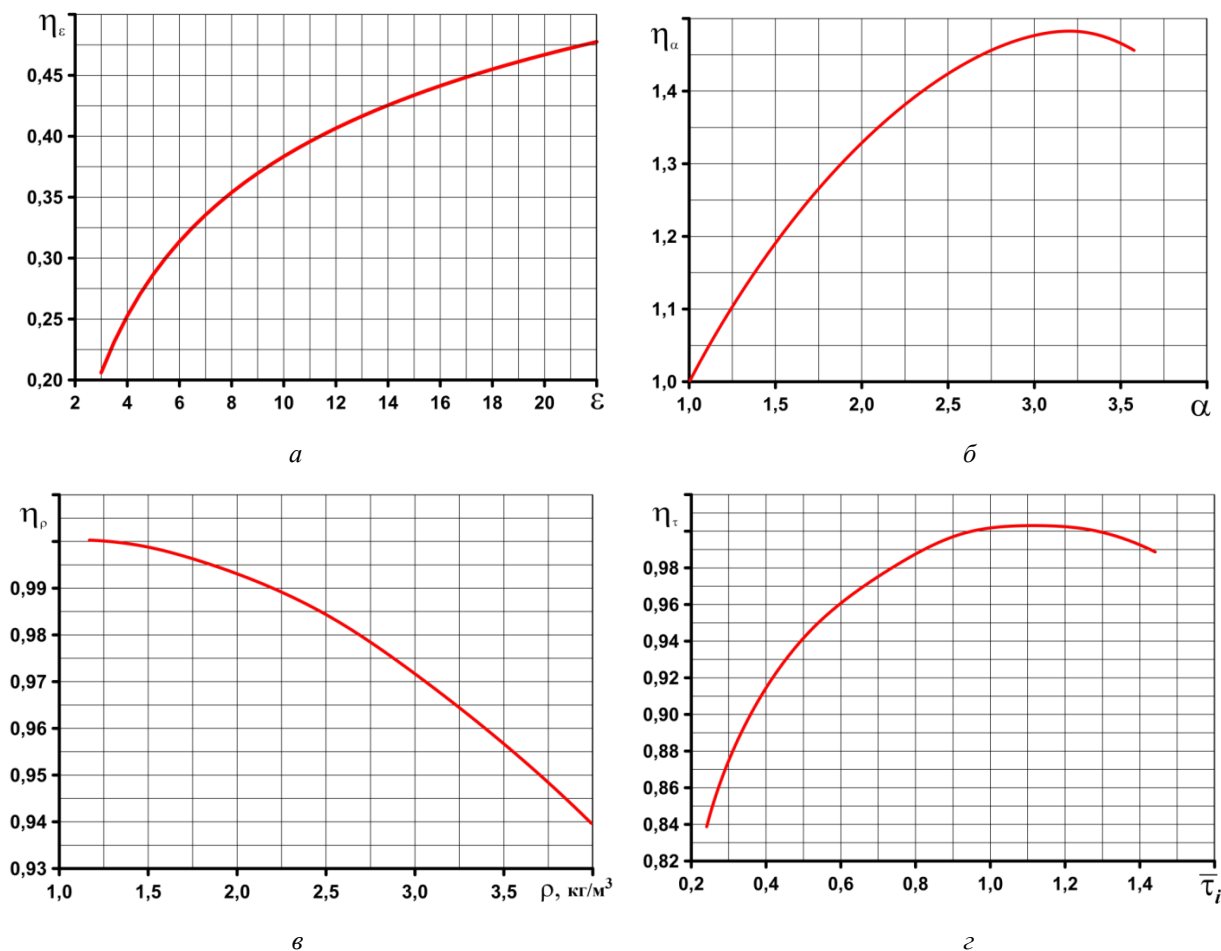


Рис. 5. Обобщенные зависимости коэффициентов влияния на индикаторный КПД дизельного АПД: *а* – степени сжатия; *б* – состава смеси; *в* – плотности поступающего воздуха; *г* – относительного периода задержки воспламенения

Коэффициент η_ε определяется по рис. 5, *а* для расчетного значения ε . Коэффициент η_α определяется по рис. 5, *б* для расчетного значения α . Коэффициент η_ρ , определяется по рис. 5, *в* для расчетного значения плотности воздуха, поступающего в цилиндр ρ . Коэффициент η_τ определяется по рис. 5, *г* для расчетного значения относительного периода задержки воспламенения $\bar{\tau}_i$.

Отметим, что расчет значения $\bar{\tau}_i$ для определения η_τ усложнен неопределенностью некоторых исходных данных, которые на начальных стадиях проектирования двигателя еще точно не известны. Поэтому для снижения погрешности расчета и упрощения математического моделирования рабочего процесса дизельного АПД рекомендуется задавать его индикаторный КПД в качестве исходных данных в следующем диапазоне значений: $p_{\text{наг}} = 1,4 \dots 2,0 \text{ кг/см}^2$; $\alpha_p = 1,5 \dots 2,0$; $\eta_i = 0,45 \dots 0,55$.

Вторая особенность теплового расчета дизельных двигателей заключается в определении приведенного среднего давления трения $p_{\text{фпр}}$ по выражению (9):

$$p_{\text{фпр}} = k_{p_{\text{фпр}}} (\varepsilon + 8,5) w_{\text{п.с.}} \quad (9)$$

Данное выражение справедливо только для бензиновых двигателей, а для дизельных его следует скорректировать по степени сжатия ε . Это обусловлено тем, что в дизельных двигателях максимальное давление сгорания при одинаковом значении ε меньше, чем в бензиновых. Исходя из этого, следует вместо действительного ε использовать ε_f , определяемую по выражению (10):

$$\varepsilon_f = 0,6\varepsilon \quad (10)$$

ВЕРИФИКАЦИЯ РАЗРАБОТАННОЙ ММ АПД

Для проверки разработанной ММ СУ с АПД на предмет достоверности и адекватности получаемых результатов проведен ряд верификационных исследований по данным из технических описаний самолетов и двигателей. Ниже представлены результаты верификации по данным из технического описания самолета Як-18Т с СУ на базе АПД М-14П [11].

Так, на рис. 6. представлено сравнение внешних характеристик, рассчитанных с использованием разработанной ММ СУ и взятых из технического описания.

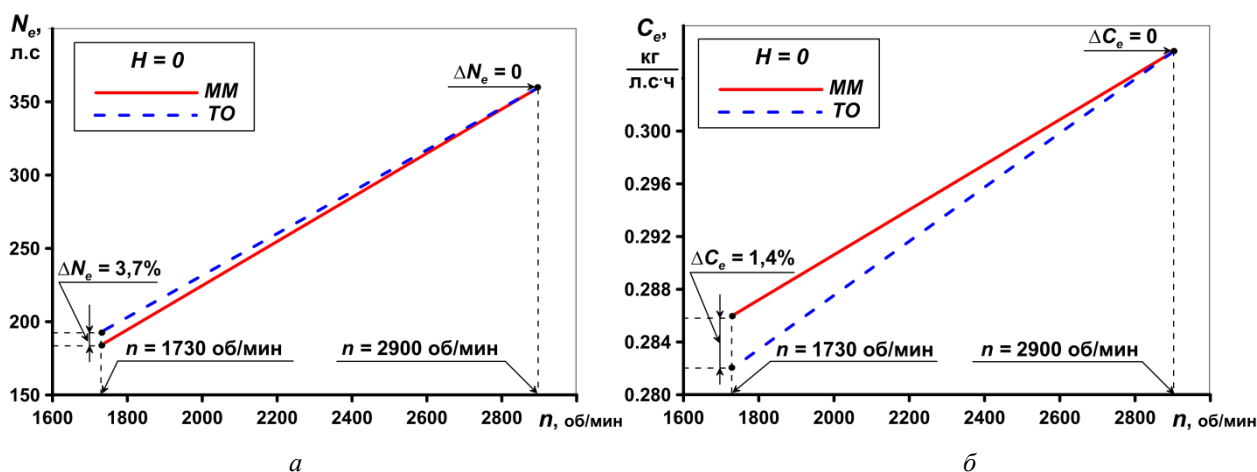


Рис. 6. Внешние характеристики двигателя М-14П:

а – зависимость эффективной мощности; *б* – зависимость удельного расхода топлива

Анализ результатов сравнения показывает, что характер протекания характеристик по мощности (рис. 6, *а*) и удельному расходу топлива (рис. 6, *б*), рассчитанных с использованием разработанной ММ, совпадает с характером протекания характеристик из технического описания, при этом погрешности в определении значений параметров составляют: для мощности – менее 4 %, а для удельного расхода топлива – менее 1,5 %.

На рис. 7 продемонстрирован результат расчета высотных характеристик для разных режимов работы двигателя (РРД). Анализ данных графиков также показывает как адекватное протекание рассчитанных с использованием разработанной ММ характеристик, так и хорошее количественное совпадение – погрешность в определении мощности составляет не более 4 %.

На следующем этапе верификации проведена оценка качества интеграции разработанной ММ СУ с АПД и ММ динамики полета самолета для расчета траекторных параметров по заданной программе полета в общем алгоритме программы. Для этого произведен расчет основных характеристик самолета Як-18Т с СУ на базе АПД М-14П, в том числе и его программы полета, содержащей следующие участки: взлет на РРД «Взлетный»; набор высоты до 3 км на РРД «Номинальный»; горизонтальный полет на дроссельных РРД поршневого двигателя; снижение и посадка на РРД «Полетный малый газ» (ПМГ).

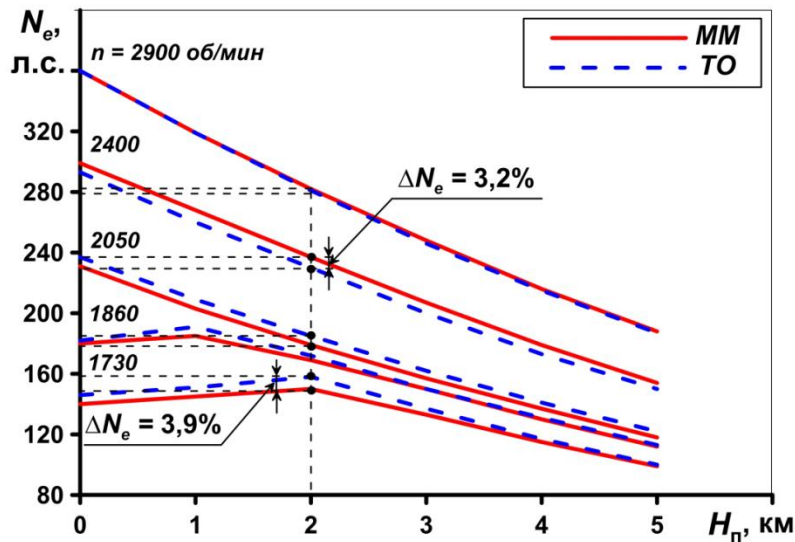


Рис. 7. Зависимость мощности от высоты полета и частоты вращения двигателя МП-14П

Анализ рис. 8, где продемонстрированы зависимости высоты полета H_p и массы самолета $m_{ЛА}$ по дальности L_p в процессе полета Як-18Т, показывает, что профиль полета по высоте рассчитан правильно. При этом $m_{ЛА}$ постоянно снижается, что объясняется выработкой топлива в процессе полета самолета.

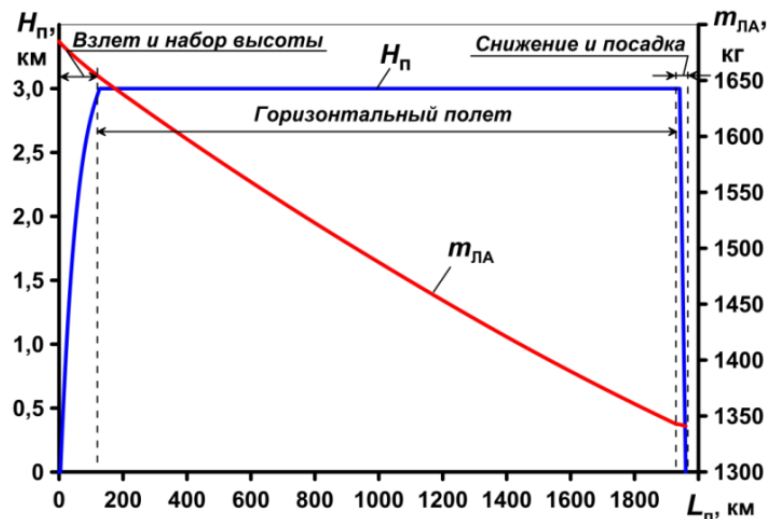


Рис. 8. Зависимость высоты полета и массы самолета от дальности полета

По графикам, представленным на рис. 9, можно выполнить анализ реакции ММ динамики полета самолета на заданные в программе полета условия. Так, на рис. 9, а видно, что угол установки ручки управления двигателем $\alpha_{руд}$ на всех участках полета соответствует заданным РРД. При этом на рис. 9, б положению $\alpha_{руд}$ соответствуют текущие значения тяги $P_{СУ}$ и секундного расхода топлива Q_{η} .

В прямолинейном установившемся горизонтальном полете уровень дросселирования СУ выбирается автоматически из условия равенства потребной тяги ЛА текущей тяге СУ ($P_{потр.ЛА} = P_{тек.СУ}$). На рис. 9, а хорошо видно, что в горизонтальном полете $\alpha_{руд}$ монотонно снижается, вызывая уменьшение $P_{СУ}$ (рис. 9, б). Такой характер протекания траекторных параметров демонстрирует корректность работы ММ динамики движения ЛА, связанную с выработкой топлива в процессе полета самолета, так как снижение его массы вызывает уменьшение $P_{потр.ЛА}$.

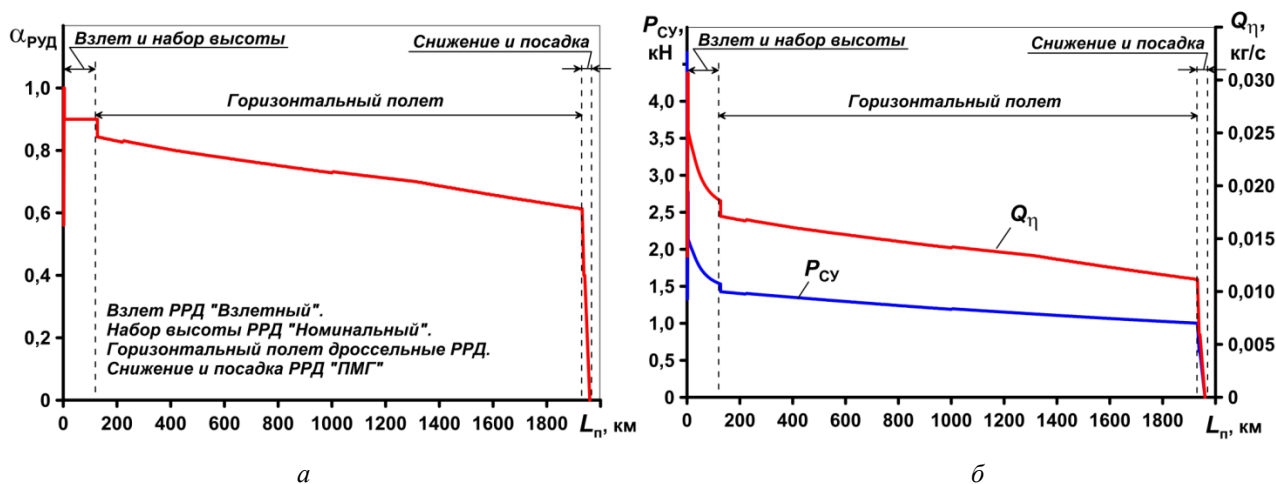


Рис. 9. Зависимости тракторных параметров самолета Як-18Т с СУ на базе АПД М-14П:
 а – угла установки ручки управления двигателем; б – тяги и секундного расхода топлива СУ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проделанной работы создана ММ АПД с нагнетателем, основанная на методике М.М. Масленникова. Ее верификация по данным из технического описания самолета Як-18Т с АПД М-14П показала погрешность результатов в определении мощности по высотным и внешним характеристикам менее 4 %, а удельного расхода топлива по внешним характеристикам – менее 1,5 %. Следовательно, с ее помощью можно проводить инженерные исследования по формированию технического облика СУ с АПД по критериям самолетного уровня на этапах внешнего проектирования.

Результаты моделирования траектории полета самолета Як-18Т с АПД М-14П свидетельствуют о том, что интеграция ММ АПД с ММ динамики полета в общем алгоритме программы реализована успешно.

Таким образом, за счет доработки ММ СУ и ее интеграции с ММ динамики полета в общем алгоритме программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» получилось расширить ее функциональные возможности. Это, в свою очередь, обеспечило повышение эффективности и достоверности расчетно-теоретических исследований по формированию предварительного технического облика СУ различных типов по критериям самолетного уровня. Следовательно, цель работы достигнута.

В дальнейшем для расширения типов авиационных двигателей, рассчитываемых с помощью программы «Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА», планируется разработать математическую модель электрической СУ и включить ее в общий алгоритм программы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Абдуллина А.** Дрон отечества. Газета «Коммерсантъ» №104 от 14.06.2023. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/6043226> (дата обращения: 24.02.2024 г.) [A. Abdullina, Drone of the Fatherland. Kommersant newspaper No. 104 dated 14.06.2023 [Electronic resource], (in Russian). (accessed on February 24, 2024), Available: <https://www.kommersant.ru/doc/6043226>]
2. **Зиненков Ю.В., Луковников А.В.** Концепция междисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 94-110. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, The concept of pluridisciplinary forming of precursory technical appearance of military purpose unmanned aerial vehicles, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo Aviatsonnogo Instituta*, vol. 29, no. 3, pp. 94-110, 2022.]
4. **Ерохин Е.** АПД: курс на отечественные образцы // Взлет, 2020, № 9-10 (189-190), С. 32-35. [E. Erohin, "Aircraft piston engines: towards domestic samples, (in Russian), in *Vzlet*, no. 9-10 (189-190), pp. 32-35, 2020.]
5. **Звонарев С.В.** Основы математического моделирования. Екатеринбург: Уральский университет, 2019. 112 с. [S. V. Zvonarev, Basics of Mathematical Modeling, (in Russian). Ekaterinburg: Ural University, 2019. 112 p.]

6. **Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Федоров Р.М.** Расчет тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата. Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ № 2015662803. Дата публикации 02.12.2015. [Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, R. M. Fedorov, Calculation of the thrust-economic and specific mass characteristics of the power plant and aircraft motion parameters. Certificate of state registration of computer programs No. 2015662803, publication date 02.12.2015.]

7. **Гаврилов А.А., Игнатов М.С., Эфрос В.В.** Расчет поршневых двигателей внутреннего сгорания: Ч. 1. Расчет циклов и нагрузок, действующих в кривошипно-шатунном механизме. Владимир: Владимирский. гос. университет, 2002. 142 с. [A. A. Gavrilov, M. S. Ignatov, V. V. Efros, Calculation of Piston Internal Combustion Engines: Part 1. Calculation of Cycles and Loads Acting in the crank mechanism, (in Russian). Vladimir: Vladimirs State University, 2002.]

8. **Вершина Г.А., Кухарёнок Г.М., Пилатов А.Ю.** Тепловой и динамический расчет двигателей внутреннего сгорания. Минск: БНТУ, 2013. 79 с. [G. A. Vershina, G. M. Kuharyonok, A. YU. Pilatov, Thermal and dynamic calculation of internal combustion engines, (in Russian). Minsk: BNTU, 2013. 79 p.]

9. **Масленников М.М., Рапиорт М.С.** Авиационные поршневые двигатели. М.: Оронгиз, 1951. 848 с. [M. M. Maslennikov, M. S. Rapiort, Aviation Piston Engines, (in Russian). Moscow: Ororongiz, 1951. 848 p.]

10. **Зиненков Ю.В., Федотов М.М., Разносчиков В.В., Луковников А.В.** Подход к математическому моделированию воздушного винта самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. №4. С. 140-149. [Y. V. Zinenkov, M. M. Fedotov, V. V. Raznoschikov, A. V. Lukovnikov, An approach to the aircraft propeller mathematical modeling, (in Russian), in *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*, vol. 30, no. 4, pp. 140-149, 2023.]

11. **Бехтир В.П., Коврижных Е.Р., Копысов В.Х., Стариков Ю.Н.** Практическая аэродинамика самолета Як-18Т 36 серии. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2010. 91 с. [V. P. Bekhtir, E. R. Kovrizhnykh, V. H. Kopysov, Yu. N. Starikov, Practical Aerodynamics of the Yak-18T Aircraft of Series 36, (in Russian). Ulyanovsk: Ulyanovsk Higher Civil Aviation School (Institute, 2010.)

ОБ АВТОРАХ

ЗИНЕНКОВ Юрий Владимирович, докторант каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2011). Кандидат тех. наук по тепл. двиг. ЛА (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2016). Иссл. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.

METADATA

Title: An approach to the mathematical modeling of an aircraft power plant with a piston engine.

Author: Y. V. Zinenkov

Affiliation: Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Russia.

Email: yura2105@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 2 (104), pp. 54-65, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The peculiarity of the approach, presented in this article, to the mathematical modeling of a power plant (PP) based on an aircraft piston engine (APE) with a supercharger is the absence of a thermodynamic calculation of the APE for power strokes, due to the direct setting of the diagram completeness coefficient. This approach simplifies the modeling of the APE workflow, with sufficient accuracy of the results within the framework of the task assigned to the author. The theoretical aspects of this approach are adopted from the methodology for calculating the characteristics of the APE by M.M. Maslennikov, on the basis of which the presented mathematical model (MM) of the PP with an APE was developed. To understand the structure of the developed MM, the procedure for organizing the calculation of the parameters and characteristics of the PP with an APE is described, conventionally divided into three stages: thermal calculation, calculation of altitude-speed characteristics (ASC) and calculation of external characteristics. When describing the MM, attention is paid to the features of calculating the parameters of the work process using generalized dependencies, as well as diesel engines. The results obtained using the developed MM of the PP with an APE for reliability and adequacy were checked by comparing the calculated data with data from the technical description of the Yak-18T aircraft with a PP based on the M-14P APE.

Keywords: aviation piston engine; mathematical modeling; altitude-speed characteristics; unmanned aerial vehicle; diagram completeness coefficient.

About author:

ZINENKOV Yuriy Vladimirovich, doctoral student, Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Eng. (Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", 2011). Cand. of Tech. Sci. in the area of the heat engines of aircrafts (Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", 2016). Research on the conceptual design and efficiency evaluation of power plants of aircrafts for various purposes.