

МЕТОДЫ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПОРШНЯ ДВС

К.т.н. Л.Л. Мягков, С.П. Чирский, аспирант С.М. Сивачев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Постоянное повышение среднего эффективного давления цикла в транспортных дизелях, направленное на улучшение их экологических, экономических и мощностных показателей, приводит к росту температуры и давления рабочих газов внутри цилиндра, что становится причиной увеличения термических и механических напряжений в поршне. С другой стороны, существуют тенденции к уменьшению массы поршня с целью снижения нагрузок на детали кривошипно-шатунного механизма и уменьшению высоты жарового пояса для сокращения вредного объема над первым компрессионным кольцом. В связи с этим проблема надежности поршней остается актуальной и требует новых решений, связанных с разработкой более совершенных материалов и технологических процессов производства, а также развитием методов топологической оптимизации (ТО). Изготовление более легкой, но при этом технологически сложной конструкции поршня, полученной методами ТО, сегодня становится возможным благодаря аддитивным технологиям.

Методы непрерывной ТО делятся на микроструктурные (материальные) и макроструктурные (геометрические) [1]. Микроструктурные методы основаны на оптимизации фиксированного количества конечных элементов (КЭ), заключенных в исходных границах детали. В макроструктурных методах сетка КЭ не является фиксированной, а перестраивается при изменении границ проектируемой области. Применительно к оптимизации поршней двигателей внутреннего сгорания широкое распространение получил микроструктурный метод пенализации для твёрдого изотропного тела (SIMP-метод – Solid Isotropic Material with Penalty) [2, 3, 4]. Данный метод предполагает изменение относительной плотности материала от 0 до 1, что в физической интерпретации эквивалентно материалу с различной степенью пористости в менее и более нагруженных зонах детали. Между параметрами жёсткости и плотности материала принимается степенная зависимость [1]:

$$E_{ijkl}(x) = \rho(x)^p E_{ijkl}^0, \quad (1)$$

где $E_{ijkl}(x)$ и E_{ijkl}^0 - матричные формы записи фиктивного тензора упругости и тензора упругости исходного материала соответственно ($i, j, k, l = 1, 2, 3$); $\rho(x)$ - функция плотности материала; p - штрафной фактор, $p > 1$.

Функция плотности материала в (1) имеет следующий вид:

$$\rho(x) = x \cdot \rho^0, \quad (2)$$

где x - относительная плотность КЭ, $0 < x \leq 1$; ρ^0 - фактическая плотность материала.

Процедура оптимизации сводится к минимизации целевой функции (массы, объема, энергии деформации) при условии выполнения заданных ограничений (например, перемещений контрольных точек детали), при этом параметром оптимизации является плотность КЭ.

На кафедре Э2 «Поршневые двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана был разработан метод ТО, основанный на расчете усталостной прочности деталей. Метод реализован на языке APDL (ANSYS Parametric Design Language), который встроен в программный комплекс ANSYS. Данный алгоритм можно отнести к группе микроструктурных методов непрерывной ТО, так как в его основе лежит принцип «включения/выключения» фиксированной сетки КЭ, составляющих объем детали. «Выключение» КЭ происходит за счет обнуления его матрицы жёсткости. Если перемещения контрольных узлов поршня не превышают допустимые значения $\delta_i \max$, происходит «выключение» КЭ с коэффициентом запаса циклической прочности $n_{\sigma i} > n_{\sigma \max}$ и усиление КЭ с $n_{\sigma i} < n_{\sigma \min}$ посредством «включения» соседних элементов. Таким образом, в данном алгоритме целевой функцией является масса детали, конструктивным ограничением выступает жесткость заданных элементов конструкции, а параметром оптимизации – коэффициент запаса КЭ.

В данной работе была поставлена цель установить наиболее рациональную конструкцию стального поршня высокофорсированного дизеля с диаметром цилиндра 130 мм. Важно подчеркнуть, что при применении предлагаемого алгоритма для оптимизации поршня исключается из рассмотрения его тепловое состояние. Иными словами, делается попытка получить наиболее оптимальную конструкцию с точки зрения восприятия нагрузки от давления газов, боковой силы и сил инерции (рис. 1, а). Коэффициент запаса усталостной прочности определяется следующим образом [5]:

$$n_{\sigma} = \frac{\sigma_{-1}}{\frac{k_{\sigma}}{\varepsilon_{m\sigma}\varepsilon_{n\sigma}}\sigma_a + \psi_{\sigma}\sigma_m} = \frac{403}{\sigma_a + 0,2\sigma_m}, \quad (3)$$

где σ_{-1} - предел выносливости материала при симметричном цикле; k_{σ} - эффективный коэффициент концентрации напряжений; $\varepsilon_{m\sigma}$ - масштабный фактор; $\varepsilon_{n\sigma}$ - коэффициент влияния состояния поверхностного слоя; ψ_{σ} – коэффициент влияния асимметрии цикла; σ_a и σ_m - амплитудное и среднее значение напряжений за цикл соответственно.

В программном комплексе ANSYS Mechanical APDL было выполнено 10 итераций по оптимизации структуры поршня, после которых была достигнута минимально возможная жесткость его конструкции. Распределение коэффициентов запаса усталостной прочности в полученной геометрии приведено на рис. 1, б. Интерпретация этих данных позволила выявить новую силовую схему поршня и построить его твердотельную модель (рис. 2).

Выводы. Создание более легких конструкций поршней сегодня активно ведется методами ТО, среди которых наиболее распространенным является SIMP-метод.

Метод ТО, основанный на расчете усталостной прочности деталей, был применен к стальному поршню диаметром 130 мм. По отношению к исходной модели масса поршня снизилась на 50%.

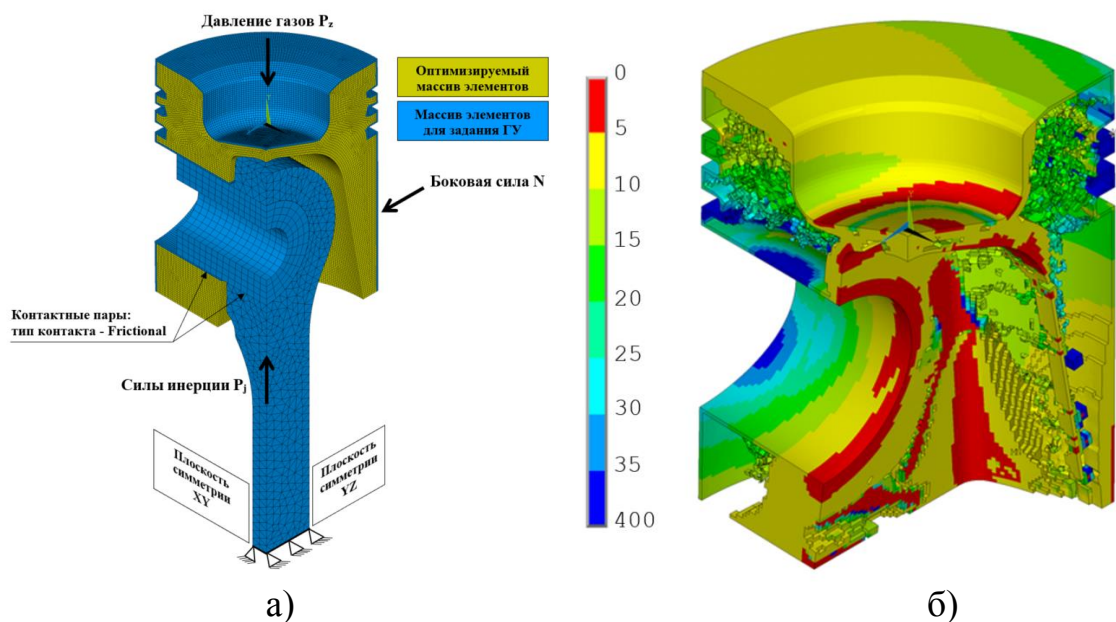


Рис. 1. Расчетная схема (а) и распределение коэффициентов запаса усталостной прочности по оптимизированной структуре поршня (б)

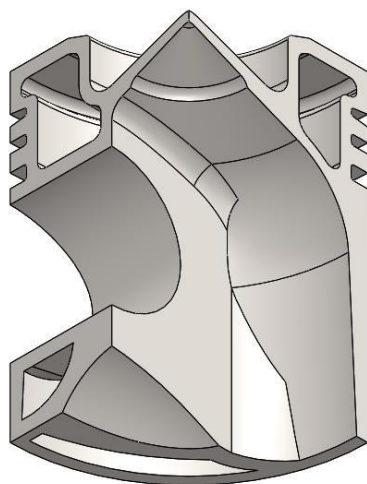


Рис. 2. Твёрдотельная модель оптимизированного поршня

ЛИТЕРАТУРА

1. Eschenauer H., Olhoff N. Topology Optimization of Continuum Structures: A Review // ASME Applied Mechanics Reviews. 2001. Vol. 54. No. 4. Pp. 331-390.
2. Zhao J., Du F., Yao W. Structural Analysis and Topology Optimization of a Bent-Bar-Frame Piston Based on the Variable Density Approach // Proceedings of the ASME 2014 Dynamic Systems and Control Conference. 2014. Pp. 1-7.
3. Du F., Tao Z. Study on Lightweight of the Engine Piston Based on Topology Optimization // Advanced Materials Research. 2011. Vols. 201-203. Pp. 1308-1311.
4. Barbieria S.G., Giacomina M., Mangerugaa V., Mantovani S. A Design Strategy Based on Topology Optimization Techniques for an Additive Manufactured High Performance Engine Piston // Procedia Manufacturing. 2017. Vol. 11. Pp. 641-649.

5. Гусев А.С. Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках. М.: Машиностроение, 1989. 248 с.

ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ НИЖНЕКЛАПАННОЙ КОМПОНОВКИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ РАДИАЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ «РИТМ» МОЩНОСТЬЮ 200 Л.С.

Бабенко Э.Б.

ООО «ПромСервис», г.Истра

Анализ конструктивных, термодинамических, аэродинамических, массовых, ресурсных и технологических характеристик авиационных поршневых радиальных двигателей нижнеклапанной компоновки по результатам разработки, изготовления и предварительных стендовых испытания двигателя «РИТМ». Также рассматриваются вопросы повышения эксплуатационной надежности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Биргер И.А., Дружинин Н.И., Житомирский В.К. Авиационные поршневые двигатели. Кинематика, динамика и расчет на прочность // Государственное издательство оборонной промышленности, Москва, 1950.
2. Риккардо Г.Р. Быстроходные двигатели внутреннего сгорания // Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, Москва, 1960

Турбостартер для запуска поршневых двигателей в условиях Арктики

В.И. Богданов, А.К. Дормидонтов, Д.В. Кувтырев

ПАО «ОДК-Сатурн»

В настоящее время к развитию и освоению Арктики проявляется повышенное внимание. Для условий Арктики актуальным является создание системы запуска поршневых двигателей – дизелей.

Существующие системы предварительного подогрева и раскрутки, предназначенные для запуска дизелей, обладают недостатками: требуют аккумуляторов, имеют относительно высокую удельную массу.

Предлагается единая для подогрева и раскрутки система запуска, которая должна обеспечить надежный и быстрый (не более 10 мин) запуск дизелей мощностью до 500 кВт в условиях Арктики, при стоимости системы не выше стоимости существующих систем запуска. В основе системы запуска – турбостартер, конструкция которого по сравнению с применяемым в авиации турбостартером, представляющим собой относительно дорогой малогабаритный ГТД с высокими эксплуатационными свойствами, качественно упрощена. Это достигается тем, что функцию компрессора, камеры сгорания и турбины выполняет один узел – золотниковая камера сгорания постоянного объема ($KC V = \text{const}$) [1–3]. В зависимости от требуемой мощности, ограничений по габаритам и компоновочной схемы $KC V = \text{const}$ может быть выполнена с поперечным или продольным – для реализации максимального крутящего момента – положением оси вращения золотника. На рис. 1 представлен турбостартер с продольным золотником; крутящий момент на золотнике создается за счет спрофилированных выходных участков радиальных стенок, которые работают как лопатки турбины. Крутящий момент от золотника передается на вал привода и установленные на нем обгонную муфту с приводной шестерней. На запуске для раскрутки дизеля приводная шестерня вводится в зацепление с венцом маховика коленчатого вала.

В ходе экспериментальных исследований $KC V = \text{const}$ с поперечным вращением золотника, выполненных в ПАО «ОДК-Сатурн», получены:

- частота рабочих пульсаций $f = 200$ Гц;
- давление сгорания $P_z = 0,75$ МПа;

- запуск при перепаде давлений $\Delta P = 0,001$ МПа;
- самовоспламенение топливоздушной смеси на основных рабочих режимах.

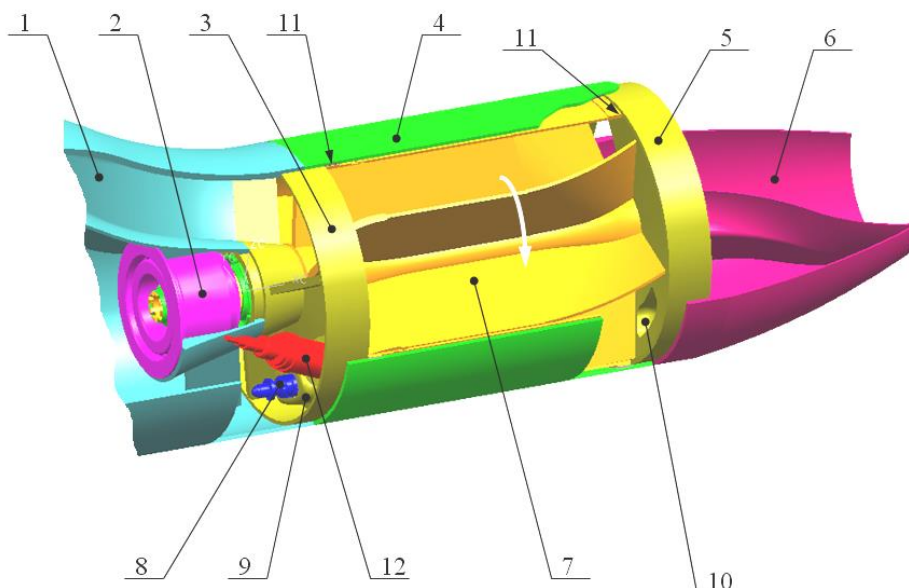


Рис. 1. Схема турбостартера (вал привода, муфта и шестерня не показаны):

- 1 – входное устройство; 2 – электростартер; 3 – корпус передний;
- 4 – кожух; 5 – корпус задний; 6 – выходное устройство;
- 7 – продольный золотник с рабочими полостями;
- 8 – форсунка; 9 – форсунка; 10 – форсунка; 11 – форсунка; 12 – форсунка.

В турбостартере сохранены достоинства ГТД – надежный и быстрый запуск при низких температурах (до -50 °С) и возможность работы на тяжелом топливе – дизельное топливо, керосин. Благодаря особенностям цикла с подводом теплоты при постоянном объеме ($V = \text{const}$) при снижении температуры воздуха с $+15$ °С до -50 °С и поддержании постоянной теплонапряженности конструкции мощность может быть увеличена в $\approx 1,5$ раза за счёт дискретной настройки подачи топлива.

Для дизелей с турбонаддувом включение турбокомпрессора в систему запуска позволит увеличить мощность турбостартера пропорционально степени повышения давления π_k и иметь на входе в дизель воздух с рабочими параметрами – исключается необходимость подогрева при низких температурах. Но при этом потребуются газодинамическая увязка турбостартера с турбодизелем при их совместной работе.

Выполненная расчетно-конструкторская проработка показала, что

предлагаемый турбостартер на базе КС $V = \text{const}$ будет иметь следующие характеристики и параметры:

- мощность 11 кВт при $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$, 8 кВт при $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$, 20 кВт при включении турбокомпрессора дизеля в систему запуска;
- выполнение функции подогревателя дизеля;
- мощностной КПД $\approx 0,1$, однако, это не является критичным для турбостартера как двигателя, выполняющего вспомогательную функцию;
- топливо: керосин или дизельное топливо;
- запуск обеспечивается до $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$; время запуска при $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$: ≈ 10 мин., при $8\text{ }^{\circ}\text{C}$ и выше: ≈ 10 сек.

Список литературы

1. Пат. 2440501 Российская Федерация, МПК F 02 C5/02 (2006.01). Камера сгорания реактивного двигателя.
2. Богданов В.И., Кувтырев Д.В. Физико-математическая модель рабочих процессов золотниковой камеры сгорания постоянного объема // ИФЖ. – 2003. – Т. 16. – № 5. – С. 71–75.
3. Богданов В.И., Кузнецов С.П. Результаты экспериментальной отработки золотниковой камеры сгорания постоянного объема // Вестник СГАУ им. С.П. Королева. – 2011. – № 2. – С. 122–130.

СЕМЕЙСТВО ЧЕТЫРЕХТАКТНЫХ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСКРОВЫМ ВОСПЛАМЕНЕНИЕМ ДЛЯ РАБОТЫ НА АВИАЦИОННОМ КЕРОСИНЕ

Д.т.н. М. Д. Гарипов¹, д.т.н. Еникеев Р.Д., Гареев Р.Р., Маслов П.А.²

¹ ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа.

² ООО «Двигатели для авиации», г. Уфа.

Анализ работ, проводимых ведущими производителями поршневых двигателей для БПЛА показывает, что существенные усилия направлены на создание многотопливного двигателя, способного в первую очередь работать на тяжелых видах топлива, таких как JP5 (NATO F44), JP8 (NATO F34) и (NATO F76). Это в том числе продиктовано желанием НАТО принять единое топливо для всех видов военной техники в целях повышения безопасности и сведения к минимуму усилий, связанных с логистикой.

Существующие многотопливные двигатели имеют недостатки. Основным недостатком традиционных многотопливных дизелей является высокая удельная масса из-за необходимости применения чрезмерно высоких степеней сжатия (18- 24). Как показывают многочисленные исследования, снижение степени сжатия приблизительно до 12 (при условии обеспечения возможности работы двигателя) практически не ухудшают эффективный КПД.

У многотопливных двигателей с искровым воспламенением основным недостатком является высокий расход топлива на больших нагрузках. Это объясняется тем, что при использовании низкооктановых топлив (авиационный керосин, дизельное топливо) необходимо применять чрезмерно низкие степени сжатия (около 7,4 и ниже), так как при более высоких степенях сжатия возникает детонация.

Таким образом, актуально решение проблемы создания многотопливного двигателя, сочетающего топливную экономичность дизеля и низкую удельную массу двигателя с искровым воспламенением. Для того, чтобы двигатель мог сочетать эти показатели необходимо выполнить следующие основные требования к рабочему циклу:

1. Целесообразный диапазон степеней сжатия приблизительно 10 – 14. Степень сжатия должна выбираться не из условия возможности организации рабочего цикла, а исходя из условий сочетания высокой топливной экономичности и низкой удельной массы для конкретного двигателя.
2. Работа в широком диапазоне изменения коэффициента избытка воздуха (на уровне современных дизелей).
3. Работа в широком диапазоне частот циклов (на уровне современных двигателей с искровым воспламенением).

На кафедре ДВС УГАТУ ведется разработка процессов смесеобразования и сгорания, которые позволили бы многотопливному двигателю реализовать вышеупомянутые требования. В качестве топлив, которые должен потреблять двигатель с разрабатываемыми процессами,

рассматриваются дизельное топливо, авиационный керосин, низкооктановые бензины и обводненный этанол. Рабочий процесс реализуется за счет комбинации непосредственного впрыска топливоздушнoй смеси в рабочую камеру двигателя и искрового зажигания. Топливная система – экспериментальная. Система зажигания имеет традиционную конструкцию и параметры разряда, характерные для современных бензиновых двигателей.

Ниже представлены некоторые результаты исследования работы двухтактного двигателя с разработанными рабочими процессами на керосине.

На рисунке 1 приведены изменения параметров по внешней скоростной характеристике экспериментального двигателя при работе на авиационном керосине и базового бензинового карбюраторного двигателя. При исследовании пусковых свойств двигатель выдерживался при температуре окружающей среды в течении 12 часов (ночью) с заранее заправленным топливом. Пуск двигателя производился от кик-стартера. Минимальная температура испытаний, при которой наблюдался успешный пуск двигателя составила $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$. При более низких температурах испытания не производились. Поэтому, возможно, что $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ не является предельной температурой успешного запуска.

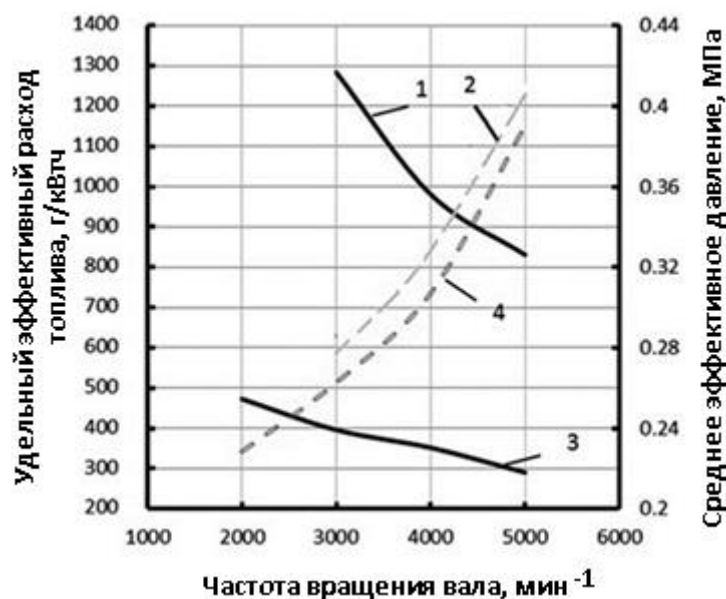


Рис. 1. Значения удельного эффективного расхода топлива и эффективной мощности по ВСХ: 1 – удельный эффективный расход топлива базового двигателя; 2 – эффективная мощность базового двигателя; 3 - удельный эффективный расход топлива экспериментального двигателя; 4 - эффективная мощность экспериментального двигателя.

Резюме: Экспериментально подтверждена возможность работы двухтактного двигателя с экспериментальными рабочими процессами на авиационном керосине ТС-1. Эксперименты показали, что рабочий цикл позволяет осуществлять:

1. Бездрессельное регулирование до значений соотношения воздуха к топливу, равных приблизительно 85:1.

2. Бездетонационное сгорание при степени сжатия 10,5- 12,5 во всем диапазоне нагрузок базового двигателя (максимальное значение среднего эффективного давления примерно 0,4 МПа).

3. Пуск двигателя при низких температурах окружающей среды (до -25 °С).

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОВЫШЕНИЯ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ И ТЕПЛОСТОЙКОСТИ ДЕТАЛЕЙ ЦПГ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

К.т.н. Дударева Н.Ю., Мусин Н.Х.

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа

Поршень двигателя внутреннего сгорания (ДВС) является одной из самых термически нагруженных деталей. В процессе эксплуатации на поршень воздействуют высокие давление и температура газа, что зачастую приводит к возникновению прогара на днище поршня. Прогар представляет собой разрушение поверхностного слоя поршня, возникающее в результате жесткой работы двигателя. Причиной прогара является нарастание с высоким градиентом давления в камере сгорания и высокая температура. Эта проблема особенно актуальна для авиационных поршневых ДВС.

Одним из методов увеличения ресурса и работоспособности поршней ДВС является теплоизоляция его днища методом микродугового оксидирования (МДО). С помощью метода МДО на рабочей поверхности днища поршня формируется высокопрочный керамический слой, состоящий в основном из оксида алюминия (корунда), толщиной до 400 мкм и имеющий при этом достаточно высокую адгезию к материалу основы, даже в условиях значительных термоциклических нагрузок. Цель данной работы заключается в исследовании эффективности использования МДО-покрытия для снижения тепловой напряженности поршня ДВС.

Для предварительной оценки эффективности тепловой защиты поршней ДВС методом МДО был проведен температурный анализ при помощи программы ANSYS. В основе расчета использовалась известная схема распределения температур в поршне ДВС с температурой на днище – 350 °С. Коэффициент теплопроводности МДО-слоя принимался $\lambda=1,6$ Вт/(м²·К). Толщина МДО-слоя являлась переменным параметром и изменялась дискретно от 20 до 200 мкм – исходя из возможностей процесса МДО и предполагаемой оптимальной толщины покрытия. Целевым параметром вычислительного эксперимента являлось максимальное значение температуры на днище поршня со стороны картера. По результатам проведенных предварительных расчетов был сделан вывод, что при толщине МДО-слоя в $h = 80..120$ мкм наблюдается снижение температуры на днище поршня со стороны картера по сравнению с поршнем без МДО-слоя на 42..57 °С.

Для подтверждения расчетов были проведены исследования теплозащитной способности МДО-слоя на специально спроектированном безмоторном стенде. При помощи газовой горелки в надпоршневом пространстве создавалась температура 780...800 °С. Такое значение температуры получено на основе расчетов рабочих характеристик реального двигателя. Температура воды в системе охлаждения соответствовала режиму работы реального двигателя. Распределение тепловых полей на днище

поршня со стороны картера фиксировалось с помощью тепловизора. Исследованию подвергались опытный образец штатного поршня авиационного поршневого двигателя, изготовленный из алюминиевого сплава АК12Д ОСТ 192014-90, и аналогичные поршни из того же сплава с теплозащитным МДО-слоем на днище. Для проведения испытаний были изготовлены поршни с толщинами МДО-слоев на днище 60 мкм, 100 мкм, 120 мкм, 160 мкм.

При анализе полученных результатов было выявлено, что наибольшее снижение температуры – 27 °С (до 144 °С) наблюдается на поршне с МДО-слоем толщиной 100 мкм. Наблюдаемый эффект снижения температуры поршня за счет применения теплозащитного слоя, полученного методом МДО, наиболее выражен в области повышенных температур в камере сгорания, что актуально для форсированных двигателей.

Дальнейшая работа проводилась на авиационном поршневом двигателе, на базе испытательного стенда. Испытанию подвергались три поршня: без МДО-покрытия; с МДО-слоем на днище толщиной 76 мкм и с МДО-слоем на днище толщиной 108 мкм. Перед началом испытаний на внутреннюю поверхность поршней наносились термоиндикаторы. Результаты эксперимента показали, что максимальная температура внутренней стороны днища поршня без покрытия в ходе эксперимента превысила 300 °С (все термоиндикаторы сработали), а максимальная температура внутренней стороны днища поршня с МДО-слоем превысила 222 °С, но не достигла 255 °С, т.е. снижение температуры составило не менее 45 °С.

Таким образом методом моделирования, посредством безмоторного и моторного экспериментов была показана эффективность использования МДО-слоя для тепловой защиты поршней от прогара. Оптимальная толщина МДО-слоя составила 100 мкм. Снижение температуры поршня на реальном двигателе составило – 45...78 °С, что довольно хорошо коррелирует с результатами моделирования. После проведения испытаний на днищах поршней с МДО-слоем не было обнаружено каких-либо дефектов покрытия, что подтверждает хорошую работоспособность МДО-слоя на днище поршня ДВС.

РАЗВИТИЕ МОДЕЛИ И МЕТОДА РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ РАБОЧЕГО ТЕЛА В КАНАЛАХ ГАЗОВОЗДУШНЫХ ТРАКТОВ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Д.т.н. Р.Д. Еникеев, к.т.н. А.А. Черноусов, к.т.н. Г.А. Ноздрин
ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа

При разработке поршневых двигателей для расчетов широко применяются одномерные модели нестационарного течения рабочего тела в каналах газоздушных трактов. Современная модель течения в канале должна отвечать ряду требований; среди них: учет переменности микро- и макрогеометрических характеристик канала и теплофизических свойств рабочего тела, а также адекватное описание путевых потерь (трение и теплоотдача в стенки) с учетом определяющих факторов. Метод решения уравнений модели должен быть высокоточным и обеспечивать устойчивость и монотонность решений для числа Куранта от 0 до 1 (для явных методов).

На кафедре ДВС УГАТУ развиваются модели и методы расчета одномерных неустановившихся течений рабочих тел для пакета прикладных программ ALLBEA [1–3]; модели тестируются на адекватность.

Модель. Исходные уравнения модели (далее – модель ТРУБКА) – система законов сохранения в интегральной форме:

$$\frac{d}{dt} \int_{x_1}^{x_1+\Delta x} \mathbf{U} F dx = -(\mathbf{F}_x F) \Big|_{x_1}^{x_1+\Delta x} + \int_{x_1}^{x_1+\Delta x} \mathbf{S} F dx. \quad (1)$$

Система (1) получена из общепринятых гипотез квазиодномерного течения сплошной среды; также принято допущение о рабочем теле двигателя как о смеси свежего заряда и продуктов сгорания, описываемой как идеально-газовая смесь, т. е. по уравнениям состояния

$$e = e(T, Y_1) = e_1(T) \cdot Y_1 + R_1 \cdot (1 - Y_1),$$

$$p = p(\rho, T, Y_1) = \rho R T, \quad R = R(Y_1) = R_1 \cdot Y_1 + R_1 \cdot (1 - Y_1),$$

где $Y_1 = \rho_1 / \rho$ – массовая доля свежего заряда в смеси, e – удельная вн. энергия смеси. Привлекаются также уравнения, связывающие k -ты вязкости и теплопроводности с температурой и составом, из чего следует, что при $c_p = c_p(T, Y_1)$ также и $Pr = \mu c_p / \kappa = Pr(T, Y_1)$.

Уравнения (1) далее замыкаются, в частности, распределениями геометрических характеристик (F, Π, k_ϕ, k_s) и температуры стенок T_w по длине канала. Кроме того, привлекаются модели для связи средних по периметру сечения величин касательного напряжения τ_w и потока теплоты q_w с определяющими величинами; так, в общем виде:

$$[\tau_w, q_w]^T = \mathbf{f}(p, T, u, Y_1, c_p, c_v, \mu, \kappa, F, \Pi, k_\phi, k_s, T_w),$$

где F – площадь, Π – периметр, а k_ϕ – коэффициент формы сечения, k_s – эквивалентная высота шероховатости.

Анализ размерностей (с дополнительными упрощениями) величин этой связи дает форму связи для безразмерных k -тов трения и теплоотдачи:

$$[\lambda, Nu]^T = \bar{\mathbf{f}}(\text{Re} = \rho u d_s / \mu, \theta = T_w / T, \text{Pr} = \mu c_p / \kappa, k_\phi, \bar{k}_s = k_s / d_s). \quad (2)$$

В модели ТРУБКА принят приближенный учет температурного фактора θ на λ , а именно: $\lambda = \Psi(\theta) \cdot \lambda_0$. Здесь $\Psi(\theta)$ – поправочный множитель, зависящий от θ . По рекомендации [4, с. 537] принята зависимость, $\Psi(\theta) = [2/(\sqrt{\theta} + 1)]^2$, найденная из анализа течения в пограничном слое (в пределе $\text{Re} \rightarrow \infty$) [5]. Величина $\lambda_0 = \lambda_0(\text{Re}, \theta, k_\phi, \bar{k}_s)$ – коэффициент потерь на трение по той или иной полуэмпирической модели, адекватной для квазиизотермических условий ($\theta \approx 1$). В частности, в модели ТРУБКА для турбулентного режима без проявления шероховатости использована формула Филоненко – Альтшуля: $\lambda_0(\text{Re}) = (1,8 \lg \text{Re} - 1,64)^{-2}$.

Вместо зависимости вида (2) для Nu в модели ТРУБКА принята связь

$$q_w = -K_{\text{Re}} \cdot \frac{\tau_w}{u} \cdot c_p \cdot (T_w - T), \text{ где } \tau_w = -\lambda \cdot \frac{\rho u |u|}{8},$$

на основе аналогии Колберна [6, с. 370] с «к-том аналогии Рейнольдса» $K_{\text{Re}} = K_{\text{Re}}(\text{Pr}) = \text{Pr}^{-2/3}$ (по рекомендации [6, с. 251]).

Метод. Модель ТРУБКА реализована явным консервативным двухстадийным (двухэтапным) методом. Для равномерной сетки на 1-м этапе среднеобъемные плотности сохраняющихся величин обновляются как $\mathbf{U}_i^{(1)} = \mathbf{U}_i^n + \Delta t \cdot \mathbf{L}_i^n$, где $\mathbf{L}_i^n = [(\mathbf{F}_x \mathbf{F})_{i-1/2}^n - (\mathbf{F}_x \mathbf{F})_{i+1/2}^n] / V_i + \mathbf{S}_i^n$, а на 2-ом этапе – $\mathbf{U}_i^{n+1} = \frac{1}{2} \mathbf{U}_i^{(1)} + \frac{1}{2} \mathbf{U}_i^n + \frac{\Delta t}{2} \cdot \mathbf{S}_i^{(1)}$, где $\mathbf{S}_i^{(1)} = \mathbf{S}(x_i, t^{(1)})$, $t^{(1)} = t^{n+1} = t^n + \Delta t$.

Метод дает 2-й порядок аппроксимации (1) по t и учитывает также члены до 2-го порядка по x в разложении $\mathbf{U}_i^n(x) = \mathbf{U}_i^n(x, t^n)$. Плотности потоков \mathbf{F}_x вычисляются по интерполированным на границы ячеек $\mathbf{I}(x, t)$ – характеристическим переменным линеаризованных уравнений (1). Высокую точность и квазимонотонность численных решений обеспечивают кусочно-параболические распределения в ячейке $\mathbf{I}_i^n(x)$ с ограничителями [3].

Тест. Для проверки степени адекватности описанной выше модели нестационарного течения газа в канале выполнены расчеты процесса в трубопроводе одноцикловой установки (подробнее – в [2, 3]). В данном случае открытый конец трубы выполнен с плавным входом с известной характеристикой потерь. Параметр шероховатости k_s задан равным нулю. Заданы уравнения состояния воздуха – с параметрами $R = 287,1$ Дж/(кг·К), $\text{Pr} = 0,71$; теплоемкость и к-т вязкости воздуха – заданы как $c_p = c_p(T)$, $\mu = \mu(T)$. В исходных данных также был задан подобранный закон изменения $p(t)$ на датчике в период прохождения исходной волны разрежения. Расчет выполнен на сетке с размером ячейки $\Delta x \approx 6$ мм, что дает решение, независимое от Δx . На рис. показаны расч. и измеренные в эксп. величины давления на датчике в трубопроводе диаметром 24,2 мм и длиной 3028 мм.

Обсуждение. Согласие кривых протекания давлений на датчике в трубопроводе хорошее, в основном отклонение связано (с обычным для таких расчетов [2, 3]) завышенным темпом волнового процесса (здесь:

примерно на 2 %). Имеется также неточность в расчете амплитуды, заметная для первой отраженной волны. Подобные отличия наблюдались в др. расчетах серии, где на конце трубы или на стыке двух ее участков устанавливались (в роли местных сопротивлений) шайбы с характеристиками потерь, известными по результатам продувок.

Выводы. Модель ТРУБКА, призванная учесть влияние числа Re , температурного фактора θ и шероховатости на трение и теплоотдачу в нестационарном потоке рабочего тела, протестирована в условиях, близких к изотермическим. Далее модель будет тестироваться для значений θ и шероховатости, характерных для выпускных каналов поршневых ДВС. Возможно, именно ввиду влияния шероховатости стенок на теплоотдачу в этих условиях потребуется доработка (включая «калибровку» параметров) данной модели ТРУБКА, интегрированной в пакет ALLBEA [1].

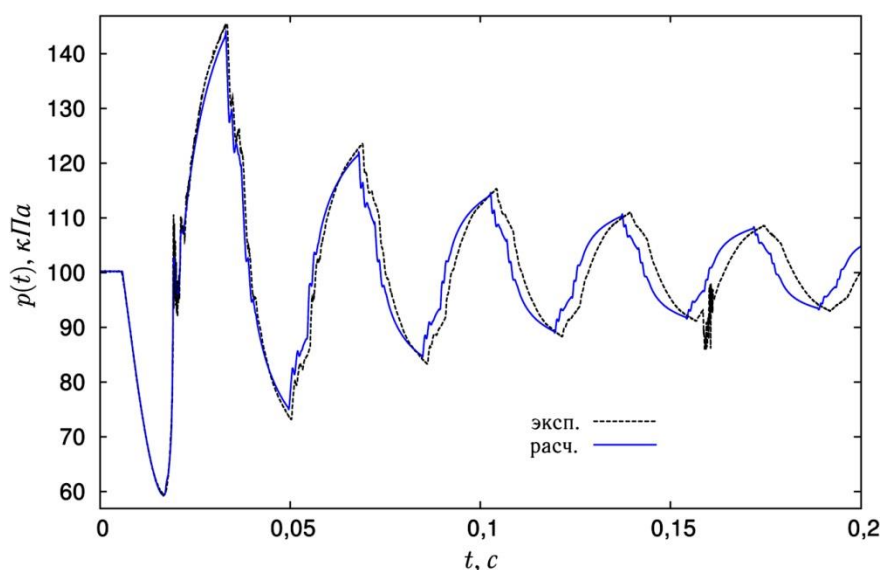


Рис. Давление на датчике в трубе одноцикловой установки

ЛИТЕРАТУРА

1. Еникеев Р.Д., Черноусов А.А. Проектирование и реализация пакета прикладных программ для анализа и синтеза сложных технических объектов // Вестник УГАТУ. 2012. № 5 (50). С. 60–68.

2. Черноусов А.А. О достоверности результатов моделирования движения волн конечной амплитуды в длинном неразветвленном трубопроводе с местными сопротивлениями в одномерном приближении / Вестник УГАТУ. 2009. № 1 (30). С. 197–210.

3. Enikeev R.D., Nozdrin G.A., Chernousov A.A. The model and the methods for numerical simulation of wave action of real working fluids in pipelines // Proc. Engineering. 2017. V. 176. P. 461–470.

4. Petukhov B.S. Heat transfer and friction coefficients for turbulent pipe flow with variable physical properties // Adv. in Heat Transfer. 1970. V. 6. – P. 503–564.

5. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 320 с.

6. Рейнольдс А.Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях. М.: Энергия, 1979. 408 с.

**ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
ОДНОЦИЛИНДРОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ.
ОЦЕНКА ИЗМЕНЕНИЯ РАСХОДА ВОЗДУХА ПРИ
ИНТЕНСИФИКАЦИИ ДВИЖЕНИЯ ЗАРЯДА НА ВХОДЕ В ЦИЛИНДР**

*Замышляев В.А., д.т.н. Ланшин А.И., к.т.н. Костюченков А.Н.
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва*

При современном темпе развития научно-технического прогресса все меньше времени уделяется эмпирическим методам исследования и на первый план выходят методы математического моделирования. С помощью численного моделирования можно найти решение сложной инженерной задачи за достаточно короткое время. Численное моделирование не отменяет натурный эксперимент. В конечном итоге, только сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными позволяет сделать вывод об адекватности численного моделирования [2].

В ходе работы была разработана математическая модель одноцилиндрового двигателя ОМД-01. Для последующей ее верификации подготовлен испытательный стенд, оборудованный системой индицирования. Получена индикаторная диаграмма, позволившая оценить основные параметры цикла. По результатам испытаний уточнена модель двигателя.

С целью повышения эффективных параметров двигателя, модифицировано входное устройство двигателя. Поставленной цели возможно добиться путем интенсификации вихревого движения в канале. Рассмотрено несколько способов повышения вихревого движения заряда, такие как, - изменение геометрии впускного канала или установка втулки – завихрителя на шток впускного клапана.

В результате, для базового двигателя ОМД-01 при использовании различных типов каналов и завихрителей, были получены значения вихревых чисел и изменение массового расхода воздуха. Моделирование показало, что возможность увеличения вихревого числа в 2 раза, при незначительном

снижении массового расхода воздуха, оказывает значительное влияние на эффективные показатели двигателя, возможно увеличение мощности на 5% процентов и снижение удельного расхода топлива на 7% [1].

- 1) ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ЗАКРУТКИ ПОТОКА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ
Ланшин А.И., Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Баканов М.А.
Вестник Воронежского государственного технического университета. 2012. Т. 8. №2. С. 96-99.
- 2) РАЗРАБОТКА ОДНОСЕКЦИОННОГО РОТОРНО-ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА НА ОСНОВЕ СОВРЕМЕННОЙ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ РАСЧЁТА
Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Семенов П.В., Минин В.П.
Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5-2 (47). С. 173-181.

ТРЕХМЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В АВИАЦИОННОМ РОТОРНО-ПОРШНЕВОМ ДВИГАТЕЛЕ

к.т.н., А.А. Зеленцов, В.П. Минин

ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

В работе рассмотрены вопросы создания современных высокоэффективных авиационных двигателей на базе роторно-поршневого двигателя (РПД) Ванкеля. Высокие показатели РПД обеспечиваются повышением эффективности процессов впуска, выпуска и сгорания топливовоздушной смеси [1].

Нульмерный подход, часто применяющийся для оценки эффективных показателей РПД и подразумевающий изменение рабочих параметров двигателя в одной или нескольких зонах рабочей камеры, не позволяет корректно учесть особенности геометрии рабочей камеры РПД. Также нет возможности оптимизировать положение и моменты зажигания для свечей зажигания, оценить эффективность наполнения. Эти особенности возможно учесть при использовании трехмерного подхода [2].

Моделирование газо- и термодинамических процессов в рабочей камере РПД затруднено его геометрическими особенностями. Рассматривается работа РПД по четырехтактному циклу Отто. Изменение рабочих объемов обеспечивается за счет вращения трохоидального треугольного ротора, в почти эллиптическом (эпитрохоидальном) корпусе-статоре.

Математическая модель нестационарных процессов переноса количества движения, энергии, массы и концентрации реагирующих веществ в расчетном объеме предусматривает определение локальных параметров газа во всей расчетной области, которые представляются в виде суммы осредненной и пульсационной составляющих. В качестве модели турбулентности при этом используется $k-\zeta-f$ модель, сгорание описывается моделью когерентного пламени (CFM), основанной на концепции распространения ламинарного пламени.

В результате расчета получены поля температур, давления, скоростей рабочего тела в сечениях рабочей камеры РПД. Зависимости давления и температуры, а также скоростей тепловыделения и количества теплоты, отданного в детали камеры сгорания РПД, от угла поворота эксцентрикового вала позволяют получить его эффективные показатели и спрогнозировать уровень тепловой нагрузки на основные детали двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Семенов П.В., Минин В.П. Разработка односекционного роторно-поршневого двигателя-демонстратора на основе современной комплексной методики расчета // Вестник СГАУ, №5 (47) ч.2, 2014. С.173-181.
2. Кавтарадзе Р.З. Теория поршневых двигателей. Специальные главы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 589 с.

АНАЛИЗ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ПОРШНЕВОМ ДВИГАТЕЛЕ С НЕПОСРЕДСТВЕННЫМ ВПРЫСКОМ БЕНЗИНА В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

к.т.н., А.А. Зеленцов¹, А.А. Касько²,

¹ ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва,

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Наличие сложных форм и конструктивных особенностей камер сгорания современных поршневых двигателей требует рассмотрения задачи в трехмерной постановке [1]. В работе рассмотрена модель камеры сгорания, впускных и выпускных каналов поршневого двигателя с непосредственным впрыском топлива.

Постановка задачи в трехмерном представлении позволяет корректно учесть нестационарные процессы переноса количества движения, энергии, массы и концентрации реагирующих веществ в расчетном объеме, а также предусматривает определение локальных параметров теплообмена камеры сгорания, что позволяет более точно определить тепловую нагрузку на рабочие детали конструкции [2]. Также данная модель позволяет оптимизировать процесс смесеобразования, путем рассмотрения линий тока и полей скоростей движущегося заряда.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кавтарадзе Р.З. Теория поршневых двигателей. Специальные главы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 589 с.
2. Кавтарадзе Р.З. Локальный теплообмен в поршневых двигателях: учебник для вузов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 515, [5] с. : ил.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

к.т.н., А.Н. Костюченков, к.т.н. Л.А.Финкельберг, С.И.Барышников
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва

В настоящее время, наиболее часто в составе силовых установок легких летательных аппаратов применяются авиационные поршневые двигатели (АПД) различных схем. Несмотря на бурное развитие электродвигателей в последние годы, и значительное снижение их массо-габаритных параметров, применение «электротяги» ограничивается существующими источниками энергии. Прогнозные оценки большинства экспертов сходятся к мнению, что в течении ближайших 20-30 лет наиболее экономичными останутся силовые установки на базе авиационных поршневых двигателей. В связи с этим поиск оптимальных конструктивно-технологических решений и создания научно-технического задела для перспективных АПД является актуальной задачей.

Для авиационных двигателей ключевыми критериями оценки эффективности являются массово-габаритные показатели и КПД, при этом значительную роль играют надежность и ресурс. В сложившейся практике научно-исследовательских работ, принято рассматривать КПД двигателей с точки зрения оценки теплового баланса [1]. Тепловой баланс представляет из себя распределение энергии, введенной в двигатель с топливом - Q_T на полезно используемую работу - A_m и различные виды потерь Q_o -механические и в систему охлаждения, Q_g с выхлопными газами(1). При этом, обобщенные данные по различным типам АПД позволяют сказать о примерном равном распределении энергии введенной с топливом между этими показателями. Анализ теплового баланса дает возможность оценки путей повышения экономичности двигателя.

$$Q_T = A_m + Q_o + Q_g \quad (1)$$

Повышение доли полезной работы в общем тепловом балансе возможно добиться за счет совершенствования рабочего процесса и соответствующего снижения потерь в систему охлаждения и с выхлопными газами. Исследования в данном направлении активно ведутся в автомобильной отрасли. Из наиболее существенных методов совершенствования рабочего процесса можно отметить: применение гомогенного воспламенения топлива - т.н. НССИ процесс, продолженного расширения рабочего тела- цикл Миллера, обеднение рабочей смеси за счет расслоения заряда и др. Использование таких методов позволяет повысить долю полезной работы на 10-15%. Наибольший эффект от таких мероприятий проявляться на режимах частичных нагрузок, наиболее характерных для автомобильных ДВС. Для реализации таких способов необходимо применение сложных многопараметрических систем управления рабочим процессом и специализированных топливных систем, что негативным образом может сказаться на массогабаритных характеристиках, а также надежности и ресурсе двигателя в целом.

Другим путем увеличения доли полезной работы является снижение механических потерь в сопряжениях подвижных деталей АПД. Это достигается за счет повышения точности изготовления деталей и снижения массы поступательно и вращательно движущихся частей за счет применения новых материалов, покрытий и технологий изготовления деталей. Использование такого подхода позволяет повысить A_m на 3-7%.

Наиболее перспективным для увеличения доли полезной работы в тепловом балансе АПД представляется использование энергии выхлопных газов. Реализация данного подхода возможна за счет использования свободной турбины и передачи ее мощности на выводной вал. Для передачи мощности от силовой турбины на коленчатый или выводной вал двигателя возможно использование различных типов трансмиссии (механическая, электрическая или гидравлическая). Такие двигатели принято называть – турбокомпаундными.

Аналитические исследования показали возможность снижения удельного расхода топлива на 10-15% за счет применения турбокомпаундного узла в составе силовой установки на базе АПД.

Использование новых конструктивно-схемных решений влечет за собой изменение массово-габаритных параметров АПД, поэтому необходимо соблюдение баланса между экономичностью и весом двигателя. Наиболее удобным параметром оценки массового совершенствования АПД является - удельный вес. На сегодняшний день, для снижения удельного веса АПД активно используются легкие сплавы на основе магния, алюминия или титана. Однако эти материалы не предназначены для использования в составе пар трения. Применение таких сплавов для изготовления деталей перспективных АПД предполагает использование различных покрытий в т.ч. керамических. Так-же ведутся исследования по использованию керамических и композитных материалов для изготовления ответственных деталей [2].

Анализ мирового рынка малой авиации показывает, широкое применение роторно-поршневых двигателей в составе авиационных силовых установок. Такие двигатели получили бурное развитие в середине прошлого века, в т.ч. и в нашей стране. Однако по ряду причин исследования в этом направлении были приостановлены. Одним из основных достоинств авиационных РПД - является относительно низкий удельный вес находящийся в диапазоне 0,3-0,5 кг/л.с.. Наши исследования показали возможность создания семейства авиационных РПД мощностью до 300 л.с., на базе унифицированных деталей роторно-статорной группы.

Проблемы, возникающие при комплексном подходе к совершенствованию АПД, частично могут быть решены путем применения методов математического моделирования на этапах эскизного и технического проектирования двигателей.

Комплексное применение предлагаемых конструктивно-схемных решений, способов организации рабочего процесса, а также новых материалов и технологий для перспективных АПД позволит снизить удельный расход топлива на 20-25%, а удельный вес на 10-20%. Кроме того

прогнозируется повышение надежности и ресурса АПД, но для подтверждения этого необходим большой объем экспериментальных исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные поршневые двигатели. Масленников М.М., Рапипорт М.С. М: Обронгиз, 1951
2. [Перспективы использования углеродных материалов для изготовления деталей газотурбинных двигателей и поршневых двигателей внутреннего сгорания](#). Пятов И.С., Макаров А.Р., Костюков А.В., Смирнов С.В., Поседко В.Н., Финкельберг Л.А., Костюченко А.Н., [Тракторы и сельхозмашины](#). 2015. № 6. С. 22-25.

УТОЧНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОДНОСЕКЦИОННОГО РОТОРНО-ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЕМОНСТРАТОРА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ

*Минин В.П., к.т.н. Костюченков А.Н.,
ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», г. Москва*

Работа выполнена с целью повышения точности математического моделирования и определения параметров рабочего процесса и характеристик РПД, при проектировании семейства унифицированных авиационных РПД.

В качестве исследуемого образца использовался, разработанный в ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова» роторно-поршневой двигатель-демонстратор РПД-650 [1, 2]. Это односекционный двигатель жидкостного охлаждения мощностью 100 л.с..

В рамках разработанной математической модели [1] пространство рабочего объема роторно-поршневого двигателя, трубопроводов и ресиверов его систем впуска и выпуска рассматривается, как открытая термодинамическая система, параметры и состав рабочей смеси, в которой непрерывно меняется. В такой постановке рассматриваются процессы газообмена в рабочей полости АРПД; в процессах сжатия, сгорания и расширения пространство камеры сгорания рассматривается как закрытая термодинамическая система.

Все экспериментальные работы проводились на установке стенда У-336 ЦИАМ с электротормозным устройством MEZ-Vsetin. Оборудование установки позволяет регистрировать следующие параметры: крутящий момент двигателя, обороты двигателя, мощность двигателя, виброскорость, расход воздуха, расход топлива, температура на выпуске, температура ОЖ на

входе и выходе из двигателя, температура масла, температура корпуса двигателя и др.

Кроме того, проводилось индицирование двигателя с помощью системы регистрации быстропеременных процессов компании AVL.

В процессе различных испытаний двигателя РПД-650 на установке У-336 были определены: значения давления в конце такта сжатия, до и после серии испытаний, моменты искрообразования, параметры тепловыделения, характеристика механических потерь при ряде факторов (различное давление масла в системе смазки, наличие или отсутствие свечей зажигания).

На основании полученных значений осуществлены уточнения математической модели двигателя, в частности: модель сгорания смеси, модель механических потерь, газодинамические параметры по тракту.

В результате уточнения математической модели удалось достичь высокой степени сходимости с результатами эксперимента по ряду параметров, так, например, по мощности погрешность не превысила 2% на всех режимах работы. Полученная уточненная математическая модель РПД может быть применена для моделирования параметров авиационных роторно-поршневых двигателей.

1. РАЗРАБОТКА ОДНОСЕКЦИОННОГО РОТОРНО-ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА НА ОСНОВЕ СОВРЕМЕННОЙ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ РАСЧЁТА

Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Семенов П.В., Минин В.П.

Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5-2 (47). С. 173-181.

2. РОТОРНО-ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Бениович В.С., Апазиди Г.Д., Бойко А.М.

М.: Машиностроение, 1968. С. 81-95.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ MODEL-BASED CALIBRATION TOOLBOX ПРИ КАЛИБРОВКЕ СИЛОВОГО АГРЕГАТА БПЛА

М.В. Вольский, Д.А. Сулимова, А.В. Штейников

В данном докладе описан опыт использования программного пакета МВСТ (Matlab) для оптимизации параметров двигателя внутреннего сгорания, таких как момент и расход топлива.

В современном мире с каждым годом возрастают требования к системам управления по обеспечению характеристик безопасности, надежности, экономичности, экологичности и т.д. Для достижения этих целей используются сложные инструменты многокритериальной математической оптимизации, которые могут находить компромиссные решения для различных взаимоисключающих задач. Одним из таких инструментов является пакет МВСТ Matlab.

В рамках проекта по созданию системы автоматического управления ДВС для БПЛА было принято решение сократить расход топлива без потери в величине крутящего момента с использованием программных средств Matlab.

Суть данной работы заключается в:

- построении математической модели ДВС по зарегистрированным данным;
- проведение оптимизации построенной модели по требуемым параметрам.

Результатом работы в пакете МВСТ должны стать калибровочные таблицы коэффициента избытка воздуха и угла опережения зажигания, которые заносятся в электронный регулятор двигателя.

Проведение оптимизации в пакете МВСТ дает следующие преимущества:

- генерируется математическая модель, которую можно использовать для других целей, например для отладки, верификации алгоритмов управления, для проведения полунатурного моделирования;
- можно проводить многокритериальные оптимизации, с учетом многих ограничений, используя сложные целевые функции.

Основные этапы работы в МВСТ.

1. Снятие точек, определение допустимых границ работы.
 2. Доработка системы управления для обеспечения возможности снятия большого количества точек в автоматическом режиме с учетом ограничений по п.1.
 3. Сбор, обработка зарегистрированных данных.
 4. Построение моделей.
 5. Проведение оптимизации, получение калибровочных таблиц.
 6. Проверка калибровочных таблиц на двигателе.
 7. Корректировка калибровочных таблиц по необходимости.
- Описание работ.

1. Снятие точек, определение допустимых границ работы.

На данном этапе определяются входные и выходные параметры для будущей модели и их допустимые диапазоны значений.

2. Доработка системы управления для обеспечения автоматического снятия точек.

На данном этапе система управления дорабатывалась таким образом, чтобы была возможность задавать автоматически выбранные входные переменные:

- угол положения воздушного винта ($\alpha_{ЛВ}$);
- коэффициент избытка воздуха (α);
- угол опережения зажигания (УОЗ).

Снятие точек проходит следующим образом:

- задаётся вручную положение дроссельной заслонки;
- запускается процесс автоматической смены параметров $\alpha_{ЛВ}$, α , УОЗ;
- после прохождения всех вариаций параметров $\alpha_{ЛВ}$, α , УОЗ происходит ручная смена режима двигателя.

Основные сложности:

а. необходимо обеспечить, чтобы запись данных происходила на установившемся режиме.

б. необходимо обеспечить защиту двигателя по следующим параметрам:

- температурам выхлопных газов;
- температуре охлаждающей жидкости;
- температуре масла двигателя;
- давлению масла двигателя;
- температуры ресивера;
- высоким оборотам;
- детонации.

3. Сбор, обработка зарегистрированных данных.

Данный этап осуществляется в модуле Data Editor (в пакете МВСТ), где происходит анализ, обработка и сортировка данных на группы. На данном этапе отсеивались все ненужные данные.

4. Построение моделей.

На данном этапе выбирается тип модели. Тип модели определяется в зависимости от двигателя, особенностей снятия точек на этапе 2.

Например, для рассмотренного случая в презентации была выбрана двухуровневая модель «Two-stage». Данная модель выбирается в том случае, когда во время эксперимента при одних фиксированных переменных варьируется значение других переменных. Фиксированные переменные называются глобальными, а варьируемые – локальными. Локальные переменные изменяют свое значение во всем допустимом диапазоне при неизменном значении глобальных переменных. В качестве глобальных

переменных были выбраны параметры $\alpha_{ЛВ}$ и $\alpha_{ДЗ}$. В качестве локальных параметров были выбраны УОЗ и α . Поскольку в качестве результата оптимизации должна была стать таблица УОЗ в зависимости от $\alpha_{ДЗ}$ и $n_{КВ}$ в данном случае $n_{КВ}$ будут характеризовать нагрузку двигателя, то есть $\alpha_{ЛВ}$.

Также выбираются выходные переменные. На данном этапе получается статистическая модель, которую можно экспортировать в Simulink.

5. Проведение оптимизации, построение калибровочных таблиц.

На данном этапе, с помощью инструмента генерации калибровок (CAGE в пакете MBCT) создается целевая функция, по которой будет проводиться оптимизация. К примеру, в рассматриваемом примере выбрана функция максимального момента при минимальном расходе топлива.

После проведения оптимизации строятся калибровочные таблицы.

6. Проверка калибровочных таблиц на двигателе. Корректировка калибровочных таблиц.

На данном этапе проводится проверка калибровки. Насколько она удовлетворяет поставленным задачам. В случае если калибровка не принесла ожидаемых результатов калибровочные таблицы корректируются, либо проводится построение модели заново.

Таким образом, при использовании MBCT получены статистические модели, которые позволяют отслеживать сложные физические эффекты, возникающие при работе в реальных условиях. Это объясняется тем, что ключевые физические компоненты модели образованы от данных, снятых с двигателя. Данные эффекты сложно смоделировать, используя традиционное математическое или физическое моделирование.

Следующим этапом на основе полученных статистических моделей проводится оптимизация, направленная на минимизацию расхода топлива при максимальном моменте. После проведения оптимизации генерируются калибровочные таблицы. Далее калибровочные таблицы заносятся в электронный регулятор двигателя. Заключительным этапом является проверка выполнения цели оптимизации. В показанном примере мы сравнили данные, полученные до эксперимента и после.

В рассмотренном примере уменьшение удельного расхода топлива составило от 1 до 7%.

Проведение оптимизации параметров ДВС в программном пакете MBCT позволило:

1. получить статистическую модель ДВС;
2. уменьшить удельный расход топлива на 1-7% путем настройки калибровочных таблиц по УОЗ и α .