

Расчетно-экспериментальный анализ рабочего процесса поршневого двигателя, адаптированного к авиационному применению

Финкельберг Л.А., Костюченков А.Н., Зеленцов А.А.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: piston@ciam.ru

Рассмотрены особенности рабочего процесса поршневого двигателя, адаптированного для применения в авиации, и исследованы различные варианты авиационного исполнения такого двигателя как с турбонаддувом, так и с приводным нагнетателем. На основе разработанных математических моделей определены основные параметры работы двигателя на уровне земли. Результаты расчетов подтверждены при испытаниях на тормозном и винтовом стендах. Определены граничные условия, необходимые для дальнейшей оценки работоспособности и ресурса двигателя в условиях полетного цикла.

Ключевые слова: поршневой двигатель, авиационный двигатель, рабочий процесс, математическое моделирование.

Experiment-calculated analysis of working process of piston engine adapted to aviation application

Finkelberg L.A., Kostuchenkov A.N., Zelentsov A.A.

CIAM, Moscow

The paper considers features of the working process of a piston engine, adapted for use in aviation, and investigates various variants of the aircraft engine design both turbocharged and supercharged. Main parameters of the engine operation at ground level are determined based on developed mathematical models. The calculated results were confirmed during tests on brake and airscrew test rigs. Boundary conditions for further evaluation of the engine performance and life under the conditions of a flight cycle are obtained.

Keywords: piston engine, aircraft engine, working process, mathematical simulation.

Введение

Основной проблемой развития малой авиации в России является отсутствие отечественных авиационных поршневых двигателей (АПД) в классе мощности до 700 л.с. [1; 2]. Один из путей решения этой проблемы заключается в адаптации современных автомобильных двигателей для применения в авиации. Такой подход возможен при соблюдении ряда условий:

– в качестве базового варианта целесообразно выбирать «легкий» (корпусные детали из алюминиевых сплавов) автомобильный двигатель, а авиационную версию создавать на базе силового агрегата, оценив его прочность и ресурс с учетом нагрузок при работе на авиационных режимах;

– системы, обеспечивающие работу двигателя, должны быть выполнены по авиационным нормам для дальнейшей успешной сертификации двигателя;

– при создании авиационной версии необходимо учитывать эксплуатационные характеристики: высотноклиматические условия, применение горюче-смазочных материалов, доступность элементов двигателя при регламентных работах с учетом компоновки в мотогондоле летательного аппарата и др.

Примером удачной конверсии являются работы австрийской фирмы Austro Engine по адаптации автомобильного дизельного двигателя мощностью 168 л.с. немецкой фирмы Mercedes для двух- и четырехместных самолетов DA-40 и DA-42 [3], с последующей их сертификацией по авиационным нормам.

В России решение подобной задачи возможно на базе бензиновых поршневых двигателей мощностью до 800 л.с., разрабатываемых ФГУП «НАМИ» в рамках проекта «ЕМП».

При адаптации автомобильного двигателя к авиационным требованиям возникает множество проблем, связанных, в первую очередь, с различием в основных режимах работы. Рабочие режимы автомобильного двигателя находятся в области малых и средних нагрузок, режимы работы авиационного двигателя – в области высоких нагрузок (режимы взлетный, максимальной продолжительной мощности и крейсерские, с наименьшим расходом топлива) [4; 5]. Актуальной задачей становится анализ рабочего процесса адаптированного двигателя с целью выбора конструктивных и регулировочных параметров, подбора агрегата наддува, а также оценки эффективности работы двигателя и определения нагрузок на основные детали шатунно-поршневой группы и кривошипно-шатунного механизма при работе по полетному циклу.

Расчетные модели двигателей

Расчеты параметров двигателя выполнены в программе нуль- и одномерного моделирования AVL BOOST, позволяющей построить модель АПД в виде блок-схемы (рис. 1) и учесть влияние геометрических параметров впускной и выпускной систем на эффективные показатели двигателя. Внутренний объем цилиндра рассмотрен в нульмерной постановке, а впускная и выпускная системы – в одномерной постановке. Подробное описа-

ние определяющих уравнений математической модели, а также особенности построения моделей в программе AVL BOOST приведены в работах [6 – 11]. Отметим, что для моделирования тепловыделения использован закон Вибе, с достаточной степенью точности описывающий процесс сгорания в цилиндре двигателя с воспламенением от электрической искры [8].

Схемы разрабатываемого перспективного АПД с наддувом и принудительным воспламенением от электрической искры представлены на рис. 1. Основное отличие АПД с турбокомпрессорами с газовой связью (см. рис. 1,а) от двигателя-прототипа, помимо замены самих турбокомпрессоров, заключается в организации процесса подачи топлива: впрыскивание осуществляется форсунками на впуске в каждый цилиндр. Отказ от непосредственного впрыска, реализованного в двигателе-прототипе, допускает в перспективе установку дополнительной свечи зажигания в цилиндре для обеспечения безотказности работы АПД без существенного изменения конструкции головки. В АПД, схема которого представлена на рис. 1,б, турбокомпрессор заменен на приводной компрессор (с приводом от коленчатого вала), существенно облегчен выпуск из цилиндров, изменена конструкция впускных коллекторов.

При создании исходной модели двигателя использованы данные о параметрах двигателя-прототипа, предоставленные ФГУП «НАМИ»: длина, диаметр впускных и выпускных каналов, параметры турбокомпрессоров, фазы газораспределения, профили кулачков распределительного вала, параметры горения топлива – начало воспламенения и углы, при которых сгорает 50%

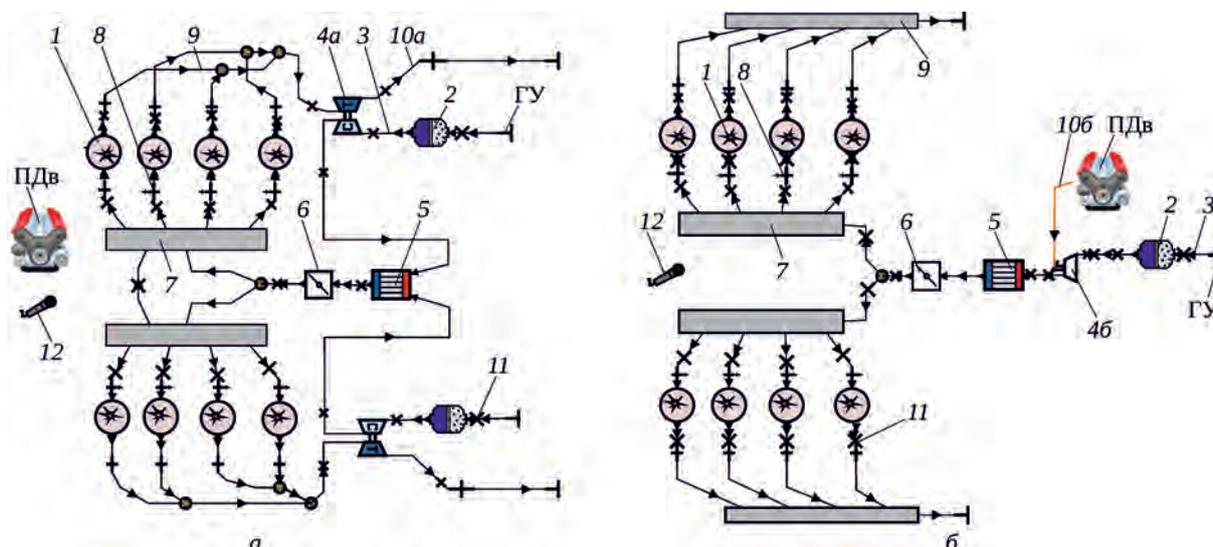


Рис. 1. Расчетные модели восьмицилиндрового V-образного АПД мощностью 500 л.с. с искровым зажиганием с турбонаддувом (а) и с приводным компрессором (б):

1 – цилиндр; 2 – воздушный фильтр; 3 – впускные трубопроводы; 4а – турбокомпрессор; 4б – приводной компрессор; 5 – охладитель наддувочного воздуха; 6 – дроссель; 7 – впускной коллектор; 8 – форсунка; 9 – выпускной ресивер; 10а – глушитель; 10б – привод компрессора от коленчатого вала двигателя; 11 – датчики; 12 – микрофон; ГТ – граничные условия на выпуске и впуске; ПДв – параметры двигателя

смеси, расчетные индикаторные диаграммы. На основании этих данных выполнена калибровка модели сгорания на различных режимах работы двигателя.

Полученные значения продолжительности сгорания τ_{cr} (в углах поворота коленчатого вала, °ПКВ) и показателя характера сгорания m варьировались от $\tau_{cr} = 27,91^\circ$ ПКВ и $m = 2,147$ для режимов $n = 1200$ и 2500 об/мин до $\tau_{cr} = 42,04^\circ$ ПКВ и $m = 1,481$ для режима $n = 5000$ об/мин. Эти величины указывают на достаточно высокую интенсивность горения в рассматриваемом двигателе (рекомендуемые значения находятся в пределах $\tau_{cr} = 45 \dots 50^\circ$ ПКВ, $m = 2,3 \dots 2,6$ для режимов малых нагрузок и $\tau_{cr} = 50 \dots 65^\circ$ ПКВ, $m = 1,9 \dots 2,6$ для режимов высоких нагрузок).

Верификация математической модели выполнена путем сопоставления результатов расчетов с данными, предоставленными ФГУП «НАМИ». Отметим хорошее соответствие индикаторных диаграмм как по величине максимального давления цикла, так и по углу его достижения (рис. 2).

Результаты и обсуждение

По результатам расчетов с использованием разработанной модели определены внешние скоростные (рис. 3), винтовые (рис. 4) и высотные характеристики модификаций двигателя с турбокомпрессорами и приводными нагнетателями.

В составе силовой установки двигатель работает совместно с винтом по винтовой характеристике, которая показывает зависимость эффективной мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения коленчатого вала при нагрузке на валу двигателя винтом постоянного шага и переменном положении дросселя (заслонки в системе регулирования наддува) [6; 7]. Мощность двигателя по винтовой характеристике рассчитана по формуле [6]:

$$N_v = N_{v \max} \left(\frac{n}{n_{\max}} \right)^3 \quad (1)$$

Результаты моделирования работы двигателя с приводным нагнетателем показали необходимость регулирования нагнетателя путем перепуска части газа мимо компрессора, возможна также регулировка по частоте вращения импеллера на отдельных режимах работы двигателя. Необходимость регулирования обусловлена, прежде всего, опасностью возникновения процессов детонации в цилиндрах двигателя [12 – 15], а также ростом нагрузок на детали шатунно-поршневой группы [16 – 19].

Рассмотрена возможность работы двигателя с приводным нагнетателем типа Rotrex (модель С38-91),

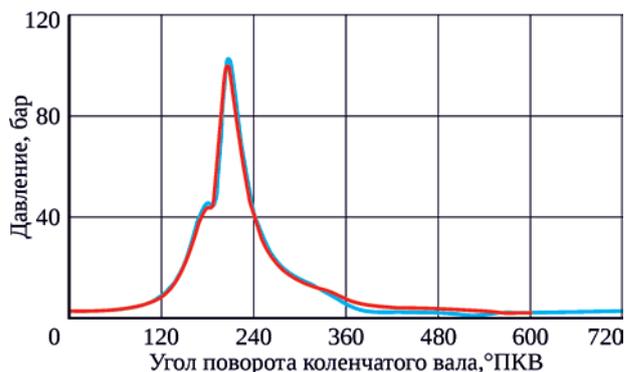


Рис. 2. Давление в 7-м цилиндре базового двигателя с турбонаддувом ($n = 5500$ об/мин, дросселирование 100%): — расчет ЦИАМ; — расчет НАМИ

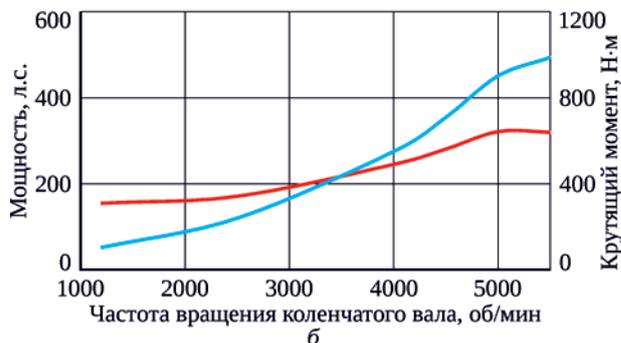
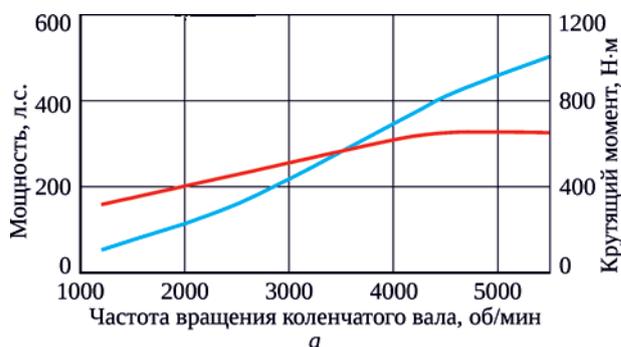


Рис. 3. Внешняя скоростная характеристика двигателя с турбонаддувом (а) и с приводным нагнетателем (б) (на уровне земли): — мощность; — крутящий момент

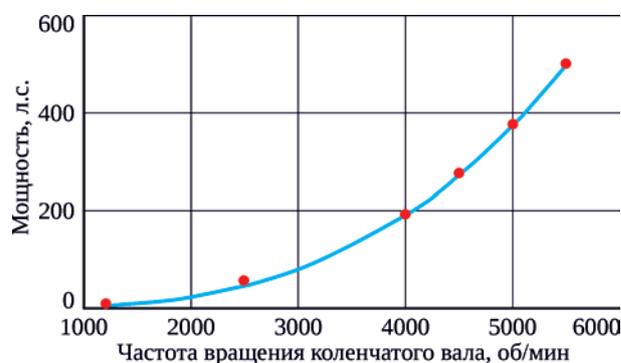


Рис. 4. Винтовая характеристика двигателя: — результаты расчета по формуле (1); ● — результаты расчета по нуль- и одномерной модели

позволяющим обеспечить необходимый расход воздуха и степень повышения давления на уровне земли, а также высотность двигателя до 2 км. На уровне земли на взлетном режиме требуемая мощность двигателя была обеспечена при степени повышения давления в компрессоре $\pi_k = 1,99$. Отметим, что на частичных режимах работы двигатель с приводным компрессором обладает несколько худшими показателями по сравнению с двигателем с турбокомпрессором, что вызвано необходимостью тратить часть энергии на привод компрессора.

Результаты расчета двигателя с турбокомпрессором показали, что турбокомпрессоры, установленные на двигателе-прототипе, позволяют обеспечить заданные показатели разрабатываемого двигателя при условии изменения параметров регулирования (увеличение степени перепуска, уменьшение степени повышения давления до $\pi_k = 1,86$ на уровне земли).

Индикаторные диаграммы всех цилиндров двигателя с приводным компрессором на взлетном режиме ($n = 5500$ об/мин) показаны на рис. 5. При работе с базовыми параметрами впуска (фазы газораспределения, геометрические размеры впускной системы) имеет место значительная неравномерность протекания рабочего процесса по цилиндрам, в особенности заметно снижение максимального давления цикла во 2-м и 5-м цилиндрах (рис. 5,а). Этот факт обусловлен наложением процессов впуска для 2-го и 1-го, а также 5-го и 7-го цилиндров в каждом ряду (см. рис. 1,б). Подобная неравномерность характерна для двигателей V-образной компоновки (порядок работы цилиндров 5–7–3–6–2–1–8–4).

В ходе доводки двигателя проведена расчетная оптимизация фаз газораспределения (рис. 6) и выбраны модифицированные формы кулачков (рис. 7),

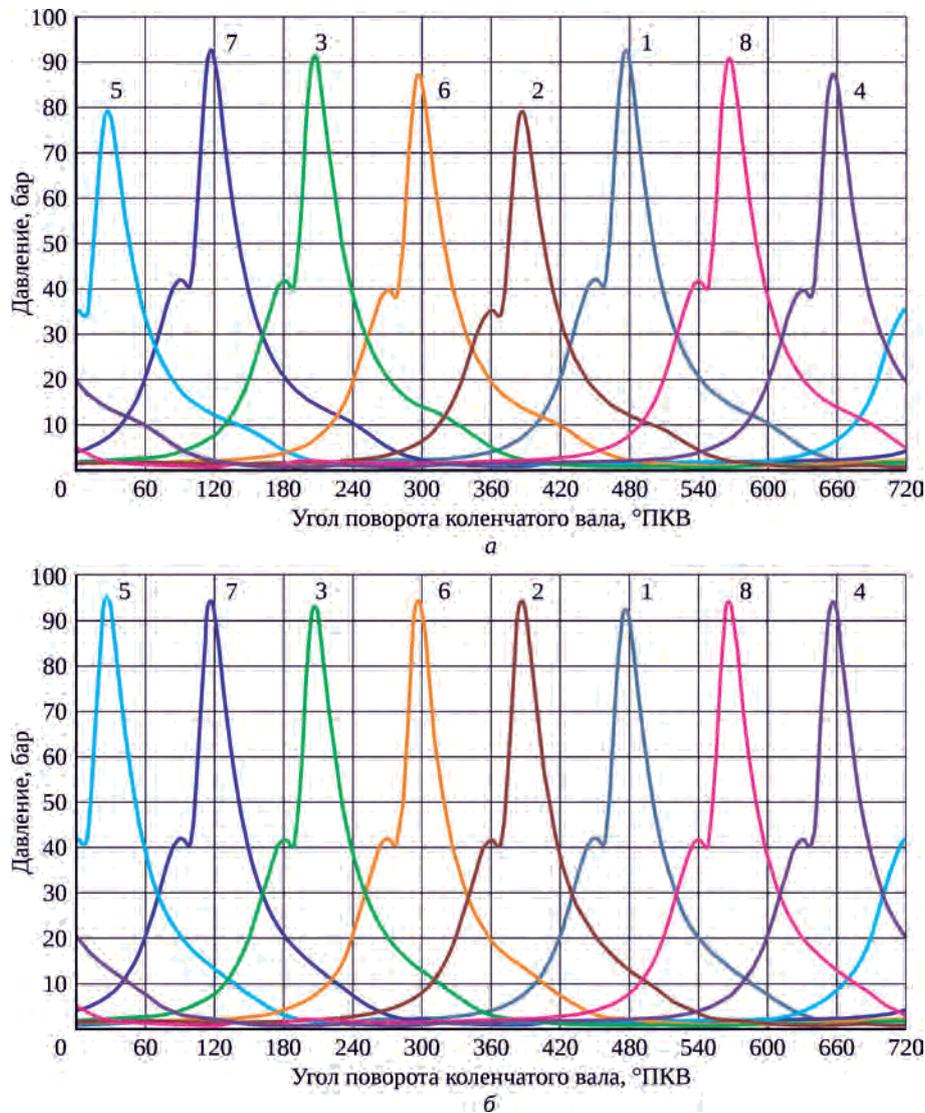


Рис. 5. Индикаторные диаграммы цилиндров 1 – 8 двигателя с приводным нагнетателем ($n = 5500$ об/мин): а – базовые параметры; б – модифицированные параметры

обеспечивающие безотрывную работу впускных и выпускных клапанов при условии неизменных параметров клапанных пружин (в этом случае значения максимальных ускорений клапанов не превышают значений для исходного профиля).

Выбор оптимальных фаз газораспределения и профилей кулачков, в совокупности с оптимизацией формы ресивера на впуске (предложен единый ресивер объемом 3 л, рис. 8) и увеличением длины впускных патрубков до 250 мм, позволили повысить мощность двигателя на 19 л.с. при одновременном снижении неравномерности максимального давления по цилиндрам (см. рис. 5,б).

Несмотря на достаточно высокие значения максимального давления цикла для взлетного режима работы (92...94 бар по цилиндрам), можно отметить, что скорость нарастания давления не превышает 4,5 бар/°ПКВ во всем диапазоне рассматриваемых режимов работы, а допустимое октановое число топлива не превышает 95. При этом температура на выпуске из цилиндров на разных режимах составляет 750...970 К, что позволяет разработать высотную (с расчетной высотой до 6 км) модификацию двигателя с турбонаддувом.

Изготовленные распределительные валы были смонтированы и успешно прошли испытания в составе двигателя на тормозном стенде ЦИАМ, а также на винтовом стенде в ООО «ОКБМ» (г. Воронеж). Помимо доработки фаз газораспределения была значительно изменена система впуска (изменена форма впускных ресиверов, штатные турбокомпрессоры заменены на приводной нагнетатель), внедрены системы распределенного впрыска топлива, а также подачи масла с сухим картером, соответствующим образом изменена система охлаждения.

Эффективные показатели двигателя, полученные в результате испытаний на гидротормозном стенде ЦИАМ, приведены на рис. 9. Некоторый разброс точек на кривых (даже для сходных по частоте вращения коленчатого вала режимов работы) обусловлен настройкой двигателя в процессе испытаний. Однако линии трендов, построенные для соответствующих серий экспериментов, хорошо согласуются с рассчитанными ранее показателями двигателя.

В результате экспериментов подтверждены требуемые характеристики двигателя на режимах $n = 1400...5000$ об/мин (земной малый газ, полетный малый газ, крейсерский 1 и 2, максимальной продолжительной мощности). На этих режимах также достигнуто хорошее согласование экспериментальных и расчетных результатов. На режиме «крейсерский 1» ($n = 4500$ об/мин) подтвержден минимальный расход топлива 200 г/(л.с.·ч).

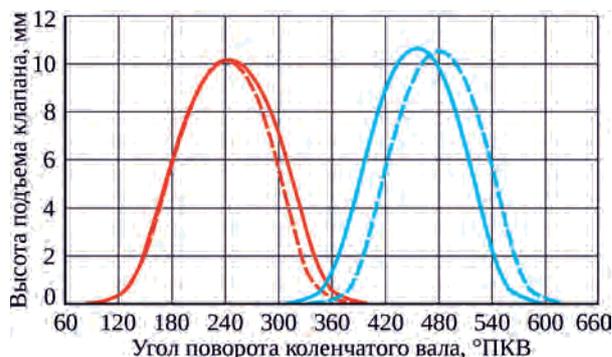


Рис. 6. Результат оптимизации фаз газораспределения:
 — впуск базовый; — выпуск базовый
 — впуск оптимизированный;
 — выпуск оптимизированный

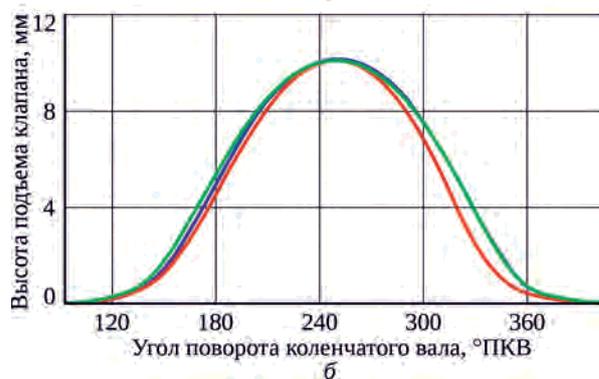
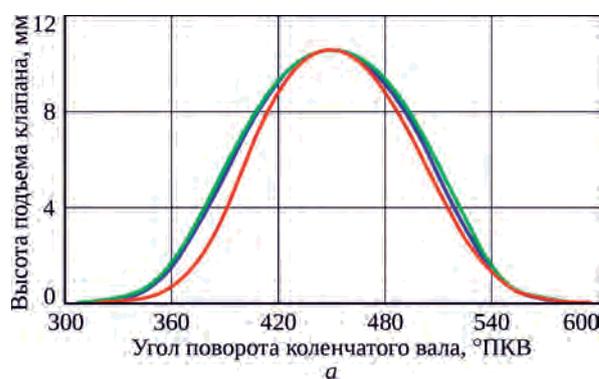


Рис. 7. Подъем впускных (а) и выпускных (б) клапанов:
 — исходный профиль;
 — модифицированные варианты



Рис. 8. Впускной ресивер: модель и изготовленные детали

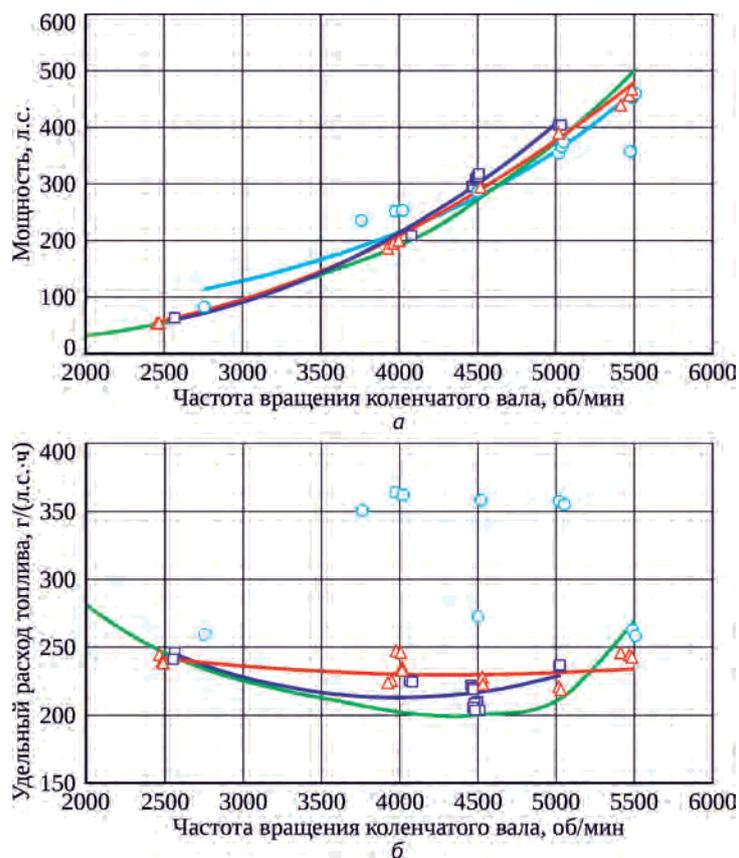


Рис. 9. Сравнение расчетных и экспериментальных результатов по мощности (а) и удельному расходу топлива (б):

— результаты расчетов; \circ , Δ , \square – результаты экспериментов;
 —, —, — – аппроксимации экспериментальных данных

Отмечена равномерность работы двигателя по цилиндрам на заданных режимах в сравнении с вариантом модификации с базовыми распределительными валами, профили которых были настроены преимущественно на режимы $n = 2000 \dots 3500$ об/мин. Однако настройка фаз газораспределения на крейсерский режим, в отсутствие их регулирования по частоте вращения, привела к затруднению пусков на холодном двигателе.

Максимально достигнутая мощность на взлетном режиме ($n = 5500$ об/мин) составила 472 л.с. Для повышения мощностных показателей на этом режиме необходимо обеспечить более высокое давление срабатывания перепускного клапана на агрегате наддува (на данный момент максимальное давление наддува составило 170 кПа при расчетных 195 кПа), а также доработать систему управления двигателем.

Заключение

Разработана и верифицирована математическая модель перспективного АПД с принудительным воспламенением от электрической искры. Определены параметры математической модели, позволяющие с приемлемой точностью описать процесс сгорания в цилиндре рассматриваемого двигателя.

Рассмотрены модификации двигателя с турбокомпрессором и приводным нагнетателем типа Rotrex (модель С38-91). Расчет двигателя с приводным нагнетателем показал необходимость регулировки наддува путем перепуска части воздушного заряда мимо компрессора. На взлетном режиме требуемая мощность двигателя обеспечена при степени повышения давления в компрессоре $\pi_k = 1,99$, при этом на частичных режимах работы двигатель с приводными компрессорами обладает несколько худшими показателями в сравнении с двигателем с турбокомпрессорами.

Определены размеры впускной системы, а также фазы газораспределения, позволяющие минимизировать неравномерность максимального давления цикла по цилиндрам на разных режимах работы и повысить мощность двигателя на взлетном режиме на 19 л.с.

Расчеты и эксперименты подтвердили основные показатели двигателя: удельный расход топлива не более 200 г/(л.с.ч) на крейсерском режиме, удельный вес не более 0,7 кг/л.с. (получено 0,62 кг/л.с.), литровая мощность не менее 100 л.с./л (получено 107 л.с./л).

На основе индикаторных диаграмм, определенных для каждого цилиндра на всех режимах работы, в дальнейшем будет проведена оценка работоспособности и ресурса двигателя в условиях полетного цикла.

Литература

1. Гордин М.В., Палкин В.А. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов // *Авиационные двигатели*. 2019. №3 (4). С. 7–16.
2. *Машиностроение: энциклопедия*. Разд. IV. Расчет и конструирование машин. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели / ред.-сост.: В.А. Скибин, Ю.М. Темис, В.А. Сосунов. М.: Машиностроение, 2010. 720 с.
3. DA40 Series. Airborne Innovation / Diamond Aircraft. 2018. 24 p. S_30602E. URL: <https://www.diamondaircraft.com/index.php?id=98&L=2>.
4. Зеленцов А.А. Анализ процессов теплообмена в камерах сгорания авиационных поршневых двигателей с искровым зажиганием // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана*. Сер. «Машиностроение». 2018. № 1. С. 75–82. DOI 10.18698/0236-3941-2018-1-75-82.
5. Кавтарадзе Р.З., Касько А.А., Зеленцов А.А. Профилирование камеры сгорания поршневого двигателя с непосредственным впрыскиванием бензина // *Изв. высш. учеб. заведений. Машиностроение*. 2019. № 9. С. 67–76.
6. *Fundamentals of Internal Combustion Engines: Functionality and Alternative Drive Systems Combustion, Measurement Technology and Simulation* / G.P. Merker, R. Teichmann (ed.). 9th ed. Wiesbaden: Springer, 2019. 1117 p. In German. Title: Grundlagen Verbrennungsmotoren: Funktionsweise und Alternative Antriebssysteme Verbrennung, Messtechnik und Simulation.
7. Stone R. *Introduction to Internal Combustion Engines*. 4th ed. Basingstoke, UK: Palgrave Macmillan Press, 2012. 516 p.
8. Кавтарадзе Р.З. *Теория поршневых двигателей. Специальные главы*. 2-е изд., испр. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 589 с.
9. Liu J., Dumitrescu C.E. Single and Double Wiebe Function Combustion Model for a Heavy-Duty Diesel Engine Retrofitted to Natural-Gas Spark-Ignition // *Applied Energy*. 2019. Vol. 248. P. 95–103.
10. Qin B. Simulation Analysis of Piston Engine Based on BOOST // 2010 2nd Int. Conf. on Mechanical and Electrical Technology (ICMET 2010), Singapore, 10–12 September 2010 / IEEE. P. 574–577. DOI 10.1109/ICMET.2010.5598426.
11. Thermodynamic Simulation Comparison of AVL BOOST and Ricardo WAVE for HCCI and SI Engines Optimization / Alqahtani J., Shokrollahi A., Wyszynski F., Lech M. // *Combustion Engines*. 2015. Vol. 161. P. 68–72.
12. Gong Zh., Feng L., Wang Z. Experimental and Numerical Study of the Effect of Injection Strategy and Intake Valve Lift on Super-Knock and Engine Performance in a Boosted GDI Engine // *Fuel*. 2019. Vol. 249. P. 309–325.
13. Wang Z., Liu H., Reitz R.D. Knocking Combustion in Spark-Ignition Engines // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2017. Vol. 61. P. 78–112.
14. Super-Knock Suppression for Highly Turbocharged Spark Ignition Engines Using the Fuel of Propane or Methanol / H. Liu, Zh. Wang, Y. Qi, X. He, Y. Wang, J. Wang // *Energy*. 2019. Vol. 169. P. 1112–1118.
15. Numerical Analysis of Knocking Characteristics and Heat Release under Different Turbulence Intensities in a Gasoline Engine / L. Chen, J. Pan, H. Wei, L. Zhou, J. Hua // *Applied Thermal Engineering*. 2019. Vol. 159. 16 p. Art. 113879.
16. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine / L. Finkelberg, A. Kostuchenkov, A. Zelentsov and V. Minin // *Energies*. 2019. No. 12. 11 p. Art. 2292. URL: <https://doi.org/10.3390/en12122292>.
17. Кавтарадзе Р.З., Зеленцов А.А. Влияние формы впускных каналов на эффективные и экологические показатели среднеоборотного дизеля // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана*. Сер. «Машиностроение». 2015. № 6. С. 59–73.
18. Зеленцов А.А. Анализ влияния геометрии камеры сгорания на процессы турбулентного сгорания и локального теплообмена в цилиндре двигателя // *Тепловые процессы в технике*. 2015. Т. 7, № 4. С. 183–187.
19. 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 Воронеж. гос. техн. ун-та*. 2012. Т. 8, № 2. С. 96–99.

References

1. Gordin M.V., Palkin V.A. Kontseptsii aviatsionnykh dvigatelei dlia perspektivnykh passazhirskikh samoletov [Concepts of Aero Engines for Advanced Civil Aircraft]. *Aircraft Engines*. 2019. No. 3 (4). P. 7–16.
2. *Mashinostroenie: entsiklopediia*. Razd. IV. Raschet i konstruirovaniie mashin. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli [Encyclopedia of Mechanical Engineering. Section IV. Calculation and Design of Machines. Vol. IV-21. Airplanes and Helicopters. Book 3. Aviation Engines]. Edited and compiled by: V.A. Skibin, Yu.M. Temis, V.A. Sosunov. Moscow: Mashinostroenie, 2010. 720 p.

-
3. DA40 Series. Airborne Innovation / Diamond Aircraft. 2018. 24 p. S_30602E. URL: <https://www.diamondaircraft.com/index.php?id=98&L=2>.
 4. Zelentsov A.A. Analiz protsessov teploobmena v kamerakh sgoraniia aviatsionnykh porshnevnykh dvigatelei s iskrovym zazhiganiem [Analysis of Heat Transfer Processes in Combustion Chambers of Aviation Piston Engines with Spark Ignition]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series "Mechanical Engineering". 2018. No. 1. P. 75–82. DOI 10.18698/0236-3941-2018-1-75-82.
 5. Kavtaradze R.Z., Kas'ko A.A., Zelentsov A.A. Profilirovanie kamery sgoraniia porshneвого dvigatel'ia s neposredstvennym vpryskivaniem benzina [Shaping the Combustion Chamber of a Piston Engine with Direct Injection of Gasoline]. Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2019. No. 9. P. 67–76.
 6. Fundamentals of Internal Combustion Engines: Functionality and Alternative Drive Systems Combustion, Measurement Technology and Simulation / G.P. Merker, R. Teichmann (ed.). 9th ed. Wiesbaden: Springer, 2019. 1117 p. In German. Title: Grundlagen Verbrennungsmotoren: Funktionsweise und Alternative Antriebssysteme Verbrennung, Messtechnik und Simulation.
 7. Stone R. Introduction to Internal Combustion Engines. 4th ed. Basingstoke, UK: Palgrave Macmillan Press, 2012. 516 p.
 8. Kavtaradze R.Z. Teoriia porshnevnykh dvigatelei. Spetsial'nye glavy [Theory of Piston Engines. Special chapters]. 2nd ed., revised and updated. Moscow: BMSTU Publishing House, 2016. 589 p.
 9. Liu J., Dumitrescu C.E. Single and Double Wiebe Function Combustion Model for a Heavy-Duty Diesel Engine Retrofitted to Natural-Gas Spark-Ignition // Applied Energy. 2019. Vol. 248. P. 95–103.
 10. Qin B. Simulation Analysis of Piston Engine Based on BOOST // 2010 2nd Int. Conf. on Mechanical and Electrical Technology (ICMET 2010), Singapore, 10–12 September 2010 / IEEE. P. 574–577. DOI 10.1109/ICMET.2010.5598426.
 11. Thermodynamic Simulation Comparison of AVL BOOST and Ricardo WAVE for HCCI and SI Engines Optimization / Alqahtani J., Shokrollahi A., Wyszynski F., Lech M. // Combustion Engines. 2015. Vol. 161. P. 68–72.
 12. Gong Zh., Feng L., Wang Z. Experimental and Numerical Study of the Effect of Injection Strategy and Intake Valve Lift on Super-Knock and Engine Performance in a Boosted GDI Engine // Fuel. 2019. Vol. 249. P. 309–325.
 13. Wang Z., Liu H., Reitz R.D. Knocking Combustion in Spark-Ignition Engines // Progress in Energy and Combustion Science. 2017. Vol. 61. P. 78–112.
 14. Super-Knock Suppression for Highly Turbocharged Spark Ignition Engines Using the Fuel of Propane or Methanol / H. Liu, Zh. Wang, Y. Qi, X. He, Y. Wang, J. Wang // Energy. 2019. Vol. 169. P. 1112–1118.
 15. Numerical Analysis of Knocking Characteristics and Heat Release under Different Turbulence Intensities in a Gasoline Engine / L. Chen, J. Pan, H. Wei, L. Zhou, J. Hua // Applied Thermal Engineering. 2019. Vol. 159. 16 p. Art. 113879.
 16. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine / L. Finkelberg, A. Kostuchenkov, A. Zelentsov and V. Minin // Energies. 2019. No. 12. 11 p. Art. 2292. URL: <https://doi.org/10.3390/en12122292>.
 17. Kavtaradze R.Z., Zelentsov A.A. Vliianie formy vpusknykh kanalov na effektivnye i ekologicheskie pokazateli sredneoborotnogo dizel'ia [Influence of the Intake Channel Shape on the Effective and Environmental Performance of Medium-Speed Diesel Engines]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series "Mechanical Engineering". 2015. No. 6. P. 59–73.
 18. Zelentsov A.A. Analiz vliianiia geometrii kamery sgoraniia na protsessy turbulentnogo sgoraniia i lokal'nogo teploobmena v tsilindre dvigatel'ia [Analysis of the Influence of the Combustion Chamber's Geometry on Processes of Turbulent Combustion and Local Heat Exchange in the Engine Cylinder]. Thermal Processes in Engineering. 2015. Vol. 7, no. 4. P. 183–187.
 19. Issledovanie vliianiia predvaritel'noi zakrutki potoka na kharakteristiki aviatsionnogo porshneвого dvigatel'ia [Investigation of Inlet Flow Swirl Influence on the Gasoline Aviation Piston Engine Characteristics] Lanshin A.I., Finkel'berg L.A., Kostiuchenkov A.N., Zelentsov A.A., Bakanov M.A. Bulletin of Voronezh State Technical University. 2012. Vol. 8, no. 2. P. 96–99.

Материалы получены редакцией 23.12.2019