

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТУРБОКОМПАУНДНОЙ СХЕМЫ С ЦЕЛЮ ПОВЫШЕНИЯ ОСНОВНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ПОРШНЕВОГО ДИЗЕЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ МОЩНОСТЬЮ 300 Л.С.

Барышников С.И.*, Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Луковников А.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия
*e-mail: stanislawish@ya.ru

Статья поступила в редакцию 16.07.2019

Проведена оценка эффективности авиационного поршневого двигателя (АПД), использующего турбокомпаундную схему, в сравнении с базовым АПД с воспламенением от сжатия и мощностью 300 л.с. Верификация расчетной математической модели базового АПД осуществлялась по экспериментальным данным, полученным при регистрации внешней скоростной характеристики. Моделирование проводилось путем 0-мерных и 1-мерных расчетов в программном комплексе AVL BOOST. На основе модели базового двигателя была создана математическая модель турбокомпаундного поршневого двигателя (ТК АПД); определены параметры, обеспечивающие наилучшие эффективные показатели. Проведен сравнительный анализ полученных результатов.

Ключевые слова: турбонаддув, турбокомпаунд, дизельные двигатели, четырехтактные двигатели, авиационные двигатели.

Введение

Основная задача при создании двигателя — это обеспечение наилучших эффективных показателей. Для авиационного поршневого двигателя ключевыми показателями являются удельная масса и удельный эффективный расход топлива, поэтому задача сводится к повышению мощности и экономичности при сохранении заданных массогабаритных показателей.

Концепция турбокомпаундного двигателя проистекает из условия теплового баланса двигателя. Как известно, энергия, содержащаяся в топливе,

приблизительно в равных долях переходит в полезную энергию, реализуемую в виде крутящего момента на выводном валу двигателя, энергию, отводимую с выхлопными газами, и тепловую энергию, утилизируемую в систему охлаждения, включающую в себя механические потери [1]. Повышение полезной работы возможно лишь за счет снижения потерь энергии с выхлопными газами и системой охлаждения (рис. 1). Очевидно, что принципиальным решением данной проблемы является дальнейшее преобразование отводимой теплоты в полезную работу.

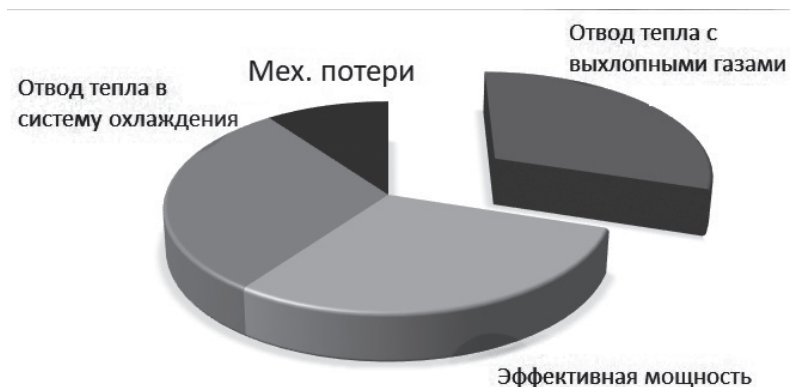


Рис. 1. Тепловой баланс поршневого двигателя

Эксперименты, направленные на реализацию тепла, отводимого в систему охлаждения, в частности работы по «адиабатному» двигателю, показали неудовлетворительные результаты [2]. Для двигателей, работающих большую часть времени на высоких частотах при значительной мощности, наиболее перспективным представляется использование энергии выхлопных газов.

Существует целый ряд исследований, посвященных использованию энергии выхлопных газов. Как правило, данные исследования связаны с дальнемагистральными грузовиками и установленными на них дизельными двигателями. Для механических турбокомпаундных двигателей рассматриваются различные варианты компоновки – с вариаторной передачей на турбокомпрессоре [3], со свободной силовой турбиной [4], а также с электрприводом [5].

Проводятся и альтернативные исследования, связанные с реализацией тепла отработавших газов в термоэлектрических генераторах [6] и при помощи модификаций цикла Ренкина [7].

Исследования по реализации тепловой энергии, теряемой с выхлопными газами, существуют и для ГТД [8].

Наилучшее решение для АПД – это использование свободной силовой турбины, обеспечивающее наилучшее соотношение массогабаритных показателей и получаемой мощности.

Исторически концепция турбокомпаундных двигателей является наследницей турбонаддува. Идея наддува АПД зародилась в начале XX века. Первоначально задачей было повышение высотности для авиационных двигателей. Однако доволь-

но скоро приводные компрессоры стали использоваться и для повышения мощности наземных двигателей. Дальнейшим развитием стал турбонаддув. Вместо механического привода, расходующего механическую энергию, стала использоваться турбина, что обеспечило прирост КПД. Наконец, вершиной развития авиационных поршневых двигателей стал турбокомпаундный двигатель, позволявший максимально использовать энергию выхлопных газов. Примерами подобных двигателей являются: ВД-4К (рис. 2) для самолета Ту-85, демонстрировавший беспрецедентный для своего времени показатель удельного эффективного расхода топлива – 0,200 кг/(кВт·ч) [9], и Napier Nomad – двухтактный двигатель с осевым компрессором и осевой турбиной [10].

В табл. 1 представлены характеристики двигателя ВД-4К.

Таблица 1

Параметры двигателя ВД-4К

Параметр	Значение
Мощность (на крейсерском/взлетном режиме), кВт	2400/3310
Удельный эффективный расход топлива на крейсерском режиме, г/(кВт·ч)	200
Степень сжатия	7.0
Масса, кг	2065
Удельный вес	0,62

В данной работе рассматривается целесообразность использования компаундной схемы на совре-

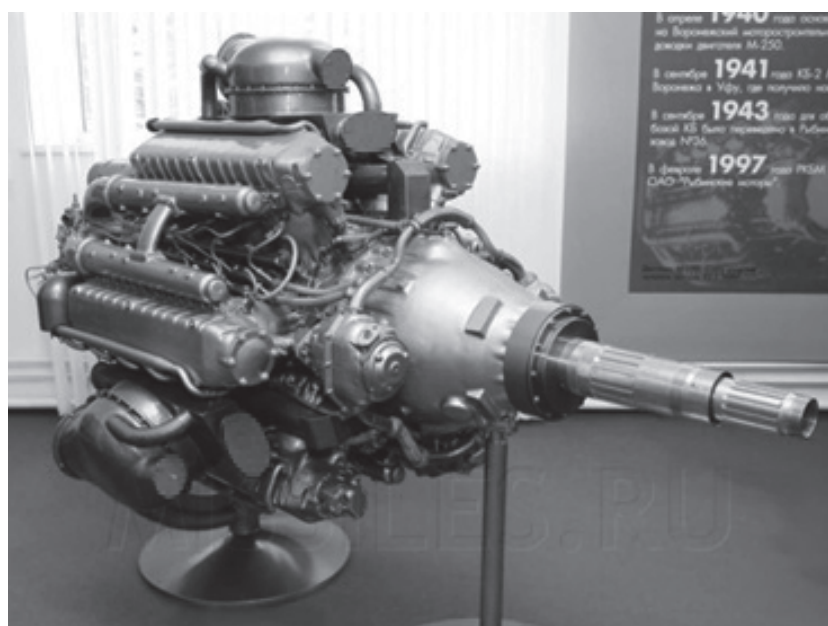


Рис. 2. Двигатель ВД-4К

менном авиационном дизельном двигателе с турбонаддувом. Определяющим фактором для выбора дизельного двигателя являются большой коэффициент избытка воздуха α (примерно в два раза) по сравнению с бензиновыми двигателями. Мощность турбины определяется как

$$N_T = G L,$$

где N_T — эффективная мощность; G — расход рабочего тела через турбину; L — удельная работа турбины.

Поскольку расход рабочего тела практически напрямую зависит от расхода воздуха, который, в свою очередь, определяется коэффициентом избытка воздуха, можно сделать вывод, что при равных значениях мощности двигателя мощность, создаваемая на компаундной турбине, будет практически вдвое выше.

Целью данного исследования является оценка перспективности использования турбокомпаундной схемы на современных авиационных поршневых дизельных двигателях. При этом решались следующие задачи:

- 1) создание нуль-мерной математической модели базового двигателя и проведение ее идентификации;
- 2) разработка и верификация математической модели турбокомпаундного двигателя на основе базовой модели;
- 3) поиск параметров, обеспечивающих наилучшие показатели турбокомпаундного двигателя при заданных ограничениях;
- 4) сравнение характеристик базового и модифицированного двигателя, оценка эффективности использования компаундной схемы.

Далее представлены характеристики базового двигателя, основные используемые математические модели и некоторые результаты решения указанных задач.

Краткая характеристика исследуемого двигателя

Объектом исследования является оппозитный четырехтактный шестицилиндровый авиационный двигатель жидкостного охлаждения с воспламенением от сжатия, работающий на дизельном топливе. Облик двигателя был определен в исследовании [11]. Основные технические данные двигателя приведены в табл. 2.

Используемые математические модели поршневого двигателя

Математическое моделирование рабочего процесса АПД производилось в программном комплексе «AVL BOOST» [12]. Данный программный комплекс обеспечивает расчет различных элементов поршневого двигателя с последующим объединением элементов в цельную систему. Также в данной работе проводились проверочные расчеты в программном комплексе «Дизель-РК», разработанном в МГТУ им. Н.Э. Баумана [13].

В качестве основной модели трения использовалась модель Patton, Nitschke, Heywood (PNH) [14], позволяющая определять потери трения на основе данных о компоновке и геометрии двигателя. Далее представлена формула, которая позволяет рассчитать потери трения в виде давления механических потерь (Friction Mean Effective Pressure, FMEP).

Общее давление механических потерь

$$FMEP_{\text{общ}} = (FMEP_{\text{кв}} + FMEP_{\text{пт}} + FMEP_{\text{грм}} + FMEP_{\text{па}} + FMEP_{\text{тн}}) \left(\frac{\vartheta_{T_M}}{\vartheta_{T_M=90^\circ}} \right)^{0,24}. \quad (1)$$

Здесь ϑ_{T_M} — вязкость масла при температуре T_M ;

Таблица 2

Основные технические данные

Параметр	Значение
Диаметр цилиндра D , мм	87
Ход поршня S , мм	94
Число цилиндров	6
Степень сжатия (геометрическая) ε	17
Взлетная мощность N_e , кВт, при частоте вращения n , мин ⁻¹	221/4000
Максимальная крейсерская мощность, N_e , кВт, при частоте вращения n , мин ⁻¹	150/3750
Удельный расход топлива на крейсерском режиме g_e , г/(кВт·ч)	207
Сухой вес двигателя m , кг	220

$FMEP_{кв}$ — давление в подшипниках коленчатого вала,

$$FMEP_{кв} = C_{cb} \left(\frac{ND_b^3 L_b n_b}{B^2 S n_c} \right) + C_{cs} \left(\frac{D_b}{B^2 S n_c} \right) + C_{td} \left(\frac{N^2 D_b^2 n_b}{n_c} \right), \quad (2)$$

где B — диаметр поршня; S — ход поршня; D_b — диаметр подшипников; L_b — длина подшипника; n_b — число подшипников; n_c — число цилиндров; N — частота вращения коленчатого вала; C_{cb} — коэффициент гидродинамических потерь в подшипниках; C_{cs} — коэффициент потерь трения в подшипниках; C_{td} — коэффициент потерь трения за счет вязкой диссипации;

$FMEP_{пр}$ — давление в поршневой группе,

$$FMEP_{пр} = C_{pb} \left(\frac{ND_b^3 L_b n_b}{B^2 S n_c} \right) + C_{ps} \left(\frac{V_p}{B} \right) + C_{pr} \left(1 + \frac{10^3}{N} \right) \left(\frac{1}{B^2} \right) + C_0 \frac{P_i}{P_a \left(0,044 S + 0,091 S^{(1,33-2,38 \cdot 10^{-2} V_p)} \right)}, \quad (3)$$

где C_{pb} — коэффициент гидродинамического сопротивления шатунного подшипника; C_{ps} — коэффициент гидродинамического сопротивления в паре юбка—цилиндр; C_{pr} — коэффициент гидродинамического сопротивления в паре поршневое кольцо—цилиндр; C_0 — коэффициент сопротивления от давления газа; V_p — средняя скорость поршня;

$FMEP_{грм}$ — давление в газораспределительном механизме,

$$FMEP_{грм} = C_{vb} \left(\frac{N n_b}{B^2 S n_c} \right) + C_{vo} + C_{vh} \left(\frac{L_v^{1,5} N^{0,5} n_v}{B S n_c} \right) + C_{vm} \left(1 + \frac{10^3}{N} \right) + \frac{L_v n_v}{S n_c} + C_{vf} \left(1 + \frac{10^3}{N} \right) \frac{n_v}{S n_c}, \quad (4)$$

где C_{vb} — коэффициент гидродинамики подшипников коленчатого вала; C_{vh} — константа осциллирующего гидродинамического смазывания; C_{vm} — константа осциллирующего смешанного смазывания; C_{vo} — константа граничного смазывания; L_v — подъем клапанов; n_v — количество клапанов; C_{vf} — константа плоского толкателя;

$FMEP_{па}$ — давление в приводных агрегатах,

$$FMEP_{па} = 6,2310^3 + 5,22N - 1,7910^{-4} N^2;$$

$FMEP_{тн}$ — давление в топливном насосе,

$$FMEP_{тн} = \frac{10^5 V_D}{0,0025} (0,0785 + 4,0210^{-5} N + 1,0610^{-8} N^2 + 4,6410^{-8} IMEP + 2,1710^{-10} N IMEP), \quad (5)$$

где V_D — рабочий объем; $IMEP$ — среднее индикаторное давление.

Для расчета теплообмена в цилиндре использовалась модель Вошни (1978) [2], отличительной чертой которой является ее универсальность. Формула Вошни описывает теплообмен по двум составляющим — движению поршня и перепаду давлений. Недостаток — низкая точность расчета на частичных режимах, однако для задач авиационных двигателей, где все рабочие режимы близки к максимальному, это несущественно.

Далее представлена формула для коэффициента теплопередачи:

$$\alpha_w = 130 D^{-0,2} p_c^{0,8} T_c^{-0,53} \times \left[2,28 + 0,308 \frac{c_u}{c_m} + 0,0324 \frac{V_D T_{cl}}{V_{cl} p_{cl}} (p_c - p_{c0}) \right]^{0,8}, \quad (6)$$

где α_w — коэффициент теплопередачи; D — диаметр цилиндра; p_c — давление в цилиндре; T_c — температура в цилиндре; c_u — скорость поршня; c_m — средняя скорость поршня; V_D — рабочий объем; p_{c0} — давление в двигателе без сгорания; p_{cl} — давление при закрытии впускных клапанов; T_{cl} — температура при закрытии впускных клапанов.

Расчет сгорания в камере сгорания АД осуществляется по одинарной модели Вибе [15], созданной для расчета горения углеводородных топлив, протекающего по механизму разветвленных цепных реакций. Модель Вибе позволяет моделировать практически любой процесс горения за счет варьирования параметров, характеризующих начало и продолжительность сгорания, его полноту, а также форму. Недостаток данной модели, ярко проявляющийся в дизельных двигателях, — невозможность точно определить момент начала сгорания, который может существенно отличаться от момента начала впрыскивания

$$\frac{dQ}{Qd\alpha} = \frac{a}{\Delta\alpha_c} (m+1) \left(\frac{\alpha - \alpha_0}{\Delta\alpha_c} \right)^m e^{-a \left(\frac{\alpha - \alpha_0}{\Delta\alpha_c} \right)^{m+1}}, \quad (7)$$

где Q – полная подведенная теплота; α – угол поворота коленчатого вала; α_0 – угол начала сгорания; $\Delta\alpha_c$ – продолжительность сгорания; m – параметр формы; a – параметр полноты сгорания.

Но для данного случая при рассмотрении сравнительных характеристик такая модель допустима.

Особенности моделирования турбокомпрессора АПД

Очевидно, что один из наиболее важных факторов в данной работе – моделирование силовой турбины. Именно от параметров турбины во многом зависят полученные результаты расчета характеристик АПД. Ключевым параметром при расчете является мощность – в турбокомпрессоре она оценивается из условия баланса энергии турбины и компрессора, а в силовой турбине она является целевым параметром, который в дальнейшем и определяет выгоду от использования турбокомпаундной схемы.

Для определения мощности использовалась следующая формула:

$$P_T = G\eta_m \eta_{из} c_p T_3 \left(1 - \pi^{\frac{k-1}{k}} \right), \quad (8)$$

где P_T – мощность турбины; G – массовый расход газа; η_m – механический КПД; $\eta_{из}$ – изэнтропический КПД; c_p – удельная теплоемкость при

постоянном давлении; T_3 – температура перед турбиной; π – степень понижения давления в турбине; k – показатель изэнтропы.

Как можно видеть из формулы (8), большинство параметров в ней определяется двигателем. Степень понижения давления в турбине π является поисковым параметром, варьируемым для достижения оптимальных соотношений между мощностью турбины и двигателя.

Основная сложность – расчет КПД турбины, который определяется ее конструктивными особенностями. Механический КПД в целом приблизительно одинаков для большинства турбин и составляет ~98% [16], однако изэнтропический КПД турбин подобной размерности может колебаться в широких пределах. Теоретически достижимы значения порядка 90% [16], российские производители обеспечивают КПД 65% (турбина ТКР-80 производства НПО «Турботехника») [17], западные образцы турбин поршневых двигателей обеспечивают КПД до 72% (турбины Garret, GTX3071R GEN II) [18]. Необходимо уточнить, что речь идет о серийных образцах автомобильных турбин, изначально не предназначенных для использования в турбокомпаундной схеме с АПД. На основании этого можно предположить, что КПД специализированной турбины в ближайшей перспективе может составить 80%. В качестве расчетных в данной работе приняты КПД турбины 70% и 80%.

Процесс моделирования

На рис. 3 представлена структурная схема математической модели базового поршневого двигателя.

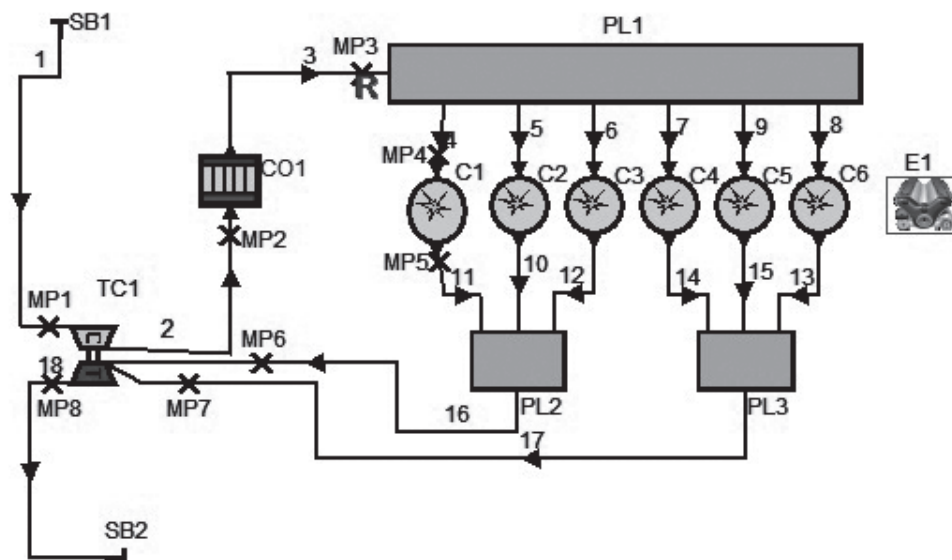


Рис. 3. Структурная схема математической модели базового поршневого двигателя

В ходе расчета базового АПД была произведена идентификация его математической модели. Расчетным путем получены основные параметры (мощность, удельный эффективный расход) при заданных ограничениях (максимальное давление в цилиндре, коэффициент избытка воздуха) и при контроле остальных параметров, характеризующих работу двигателя на основных рабочих режимах двигателя. Отклонение от экспериментальных параметров не превышало 1,3%.

Следует отметить, что основные рабочие режимы («крейсерский», «максимально продолжительный» и «взлетный») находятся в диапазоне частот вращения коленчатого вала АПД от 3500 до 4000 об/мин. Режим «малого газа» (аналог «холостого хода» в наземных двигателях) соответствует 1500 об/мин. Поскольку и режим «малого газа», и промежуточные режимы до «крейсерского» составляют пренебрежимо малую часть от полетного цикла, основные расчеты пришлось на диапазон основных рабочих режимов.

Для создания математической модели турбокомпаундного (ТК) двигателя в имеющуюся модель АПД (см. рис. 3) была интегрирована силовая турбина, учтена механическая связь турбины и двигателя, переформированы впускные и выпускные патрубки. Структурная схема полученной математической модели ТК АПД представлена на рис. 4.

Проведены расчетные исследования по выбору оптимальных параметров ТК АПД. В качестве варьируемых параметров были выбраны: фазы газораспределения (углы открытия и закрытия впускных и выпускных клапанов), угол начала сгорания, степени понижения давления в турбине турбокомпрессора и силовой турбине, давление наддува. В качестве оптимизируемого параметра также рассматривался коэффициент избытка воздуха α . Однако, так как на взлетном режиме $\alpha = 1,5$, что достаточно близко к границе дымности, было принято решение обогащать смесь лишь на крейсерском режиме, где коэффициент избытка воздуха исходного двигателя составлял 2.

Сравнение базового и турбокомпаундного АПД

Далее представлен сравнительный анализ результатов моделирования базового АПД и ТК АПД. В табл. 3 приведены основные показатели трех вариантов двигателей на взлетном режиме при различных компоновках и КПД турбин.

На рис. 5 изображены графики мощности сравниваемых двигателей, на рис. 6 — графики удельного эффективного расхода двигателей.

В табл. 4 представлено сравнение дополнительных параметров, характеризующих рабочий цикл двигателей при различных компоновках и КПД турбин.

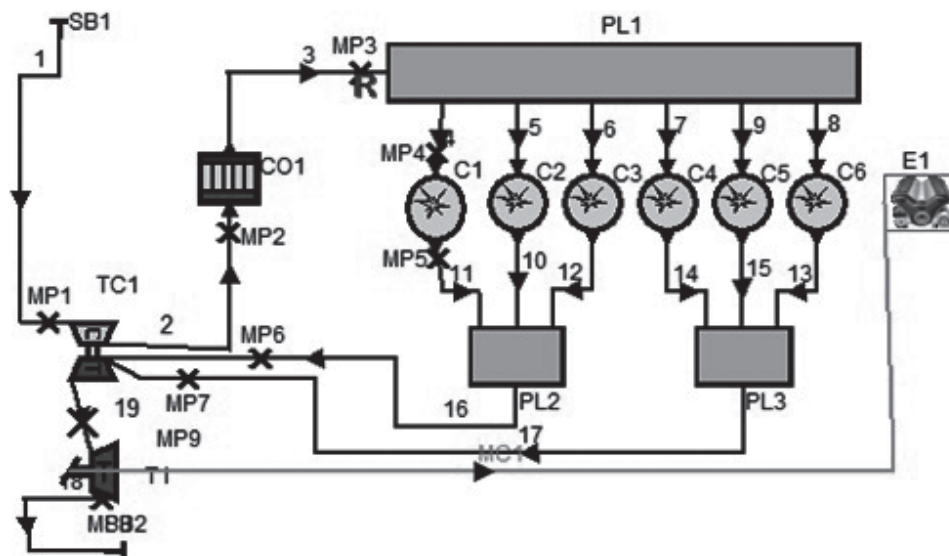


Рис. 4. Структурная схема математической модели турбокомпаундного двигателя

Таблица 3

Показатели на взлетном режиме

Параметр	Базовый	Компаунд, КПД=70%	Компаунд, КПД=80%
Мощность, кВт	220	230	242
Удельный эффективный расход, г/(кВт·ч)	237	217	211

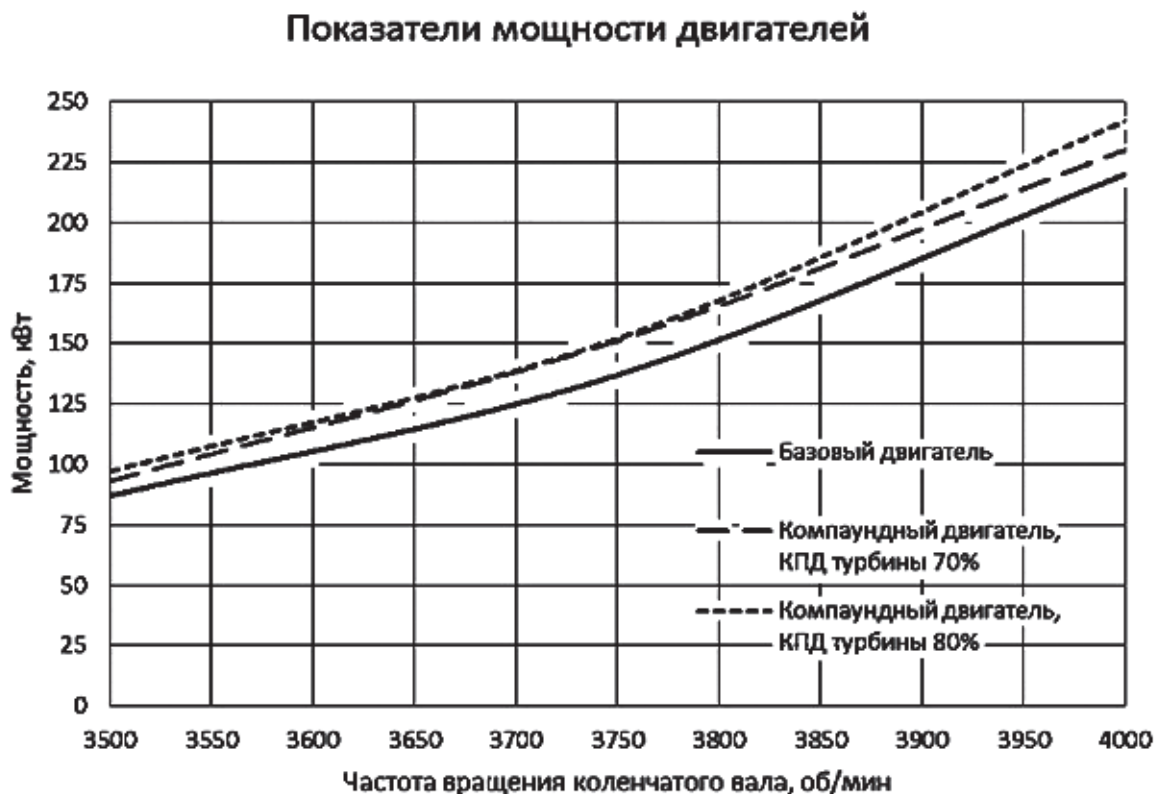


Рис. 5. Сравнение показателей мощности на различных режимах

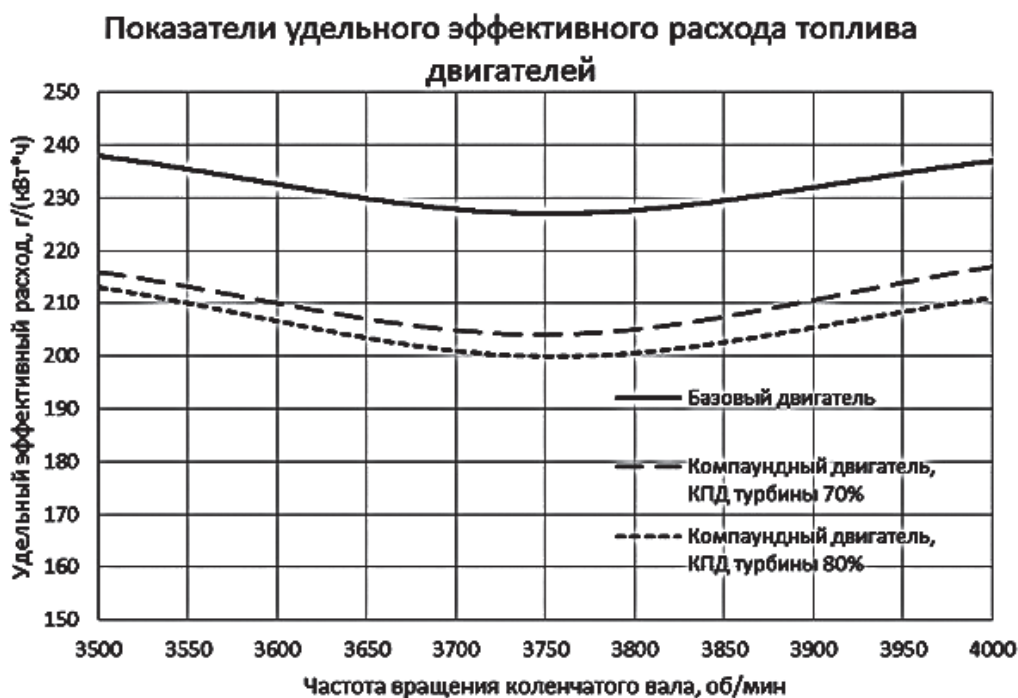


Рис. 6. Сравнение показателей удельного эффективного расхода на различных режимах

Можно отметить, что результаты достаточно точно соответствуют теоретическим предположениям. Коэффициент наполнения снижается за счет возникновения подпора со стороны выхлопа. Максимальные температуры и давления цикла в целом

схожи и находятся в пределах погрешности расчета (1,1% при типичных погрешностях до 2—5%).

Неожиданным является снижение температуры газов на выпуске. Изначально предполагалось, что с установкой турбины будет повышаться уро-

Таблица 4

Дополнительные показатели на взлетном режиме

Параметр	Базовый	Компаунд, КПД=70%	Компаунд, КПД=80%
Коэффициент наполнения	0,96	0,92	0,92
Максимальная температура цикла, К	1773	1760	1767
Температура выхлопных газов, К	712	687	673
Максимальное давление цикла, бар	178	178	182

вень температур перед турбиной. Однако общее снижение показателей цикла за счет снижения наполнения, а также изменения фаз газораспределения приводят к сравнительно более низким температурам выпускных газов. При этом данные результаты достаточно точно соответствуют результатам, достигнутым в работе [19].

Выводы

1. По результатам моделирования можно сделать вывод об эффективности использования турбокомпаундных поршневых двигателей:

– достигнут прирост мощности на взлетном режиме в 22 кВт, что соответствует 10%;

– удельный эффективный расход топлива снижен на ~25 г/(кВт·ч) на всех основных рабочих режимах, что составляет 11,1% для максимально продолжительного режима;

– при режиме минимального расхода (максимально продолжительном) достигается эффективный КПД двигателя 42%.

2. На основании полученных результатов необходимо рассмотреть дальнейшие направления развития концепции. В их числе:

– оценка эффективности компаундной схемы для авиационных поршневых двигателей с искровым зажиганием и роторно-поршневых двигателей;

– оценка массогабаритных показателей турбокомпаундного агрегата.

Использование роторного-поршневого турбокомпаундного двигателя представляет особый интерес, поскольку роторно-поршневые двигатели наравне с турбокомпаундом являются одним из основных перспективных направлений развития АПД [20].

Работа проводилась при финансовом содействии Минпромторга РФ в рамках работ «Перспектива 2016» и «Перспективные МГТД и АПД».

Библиографический список

1. Орлин А.С., Круглов М.Г. (ред.) Двигатели внутреннего сгорания. Изд. 2-е перераб. и дополн. – М.: Машгиз, 1957. Т. 1. – 396 с.
2. Кавтарадзе Р.З. Локальный теплообмен в поршневых двигателях. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 592 с.
3. Chadwell C.J., Walls M. Analysis of a SuperTurbocharged Downsized Engine Using 1-D CFD Simulation // SAE Technical Paper 2010-01-1231, 2010. (Cit. on pp. 47, 48, 82). DOI: 10.4271/2010-01-1231
4. Brands M.C., Werner J., Hoehne J.L. Vehicle Testing of Cummins TurboCompound Diesel Engine // SAE International Congress and Exposition. 1981Transactions V90-A. DOI: 10.4271/810073
5. Keiichi Shiraishi, Yoshihisa Ono. Hybrid Turbocharger with Integrated High Speed Motorgenerator // Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review. 2007. Vol. 44. No. 1.
6. Riffat S.B., Ma X. Thermoelectrics: a review of present and potential applications // Applied Thermal Engineering. 2003. Vol. 23. No. 8, pp. 913–35. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00012-7
7. Ringler J., Seifert M., Guyotot V., Hübner W. Rankine Cycle for Waste Heat Recovery of IC Engines // SAE International Journal of Engines. 2009. Vol. 2. No. 1, pp. 67-76. DOI: 10.4271/2009-01-0174
8. Кузьмичёв В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 133-141.
9. Котельников В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы (1910-2009). – М.: Русский Фонд Содействия Образованию и Науке, 2010. – 504 с.
10. Sammons H., Chatterton E. The Napier Nomad Aircraft Diesel Engine // SAE Transactions. 1955. Vol. 63, pp. 107-131.
11. Барышников С.И., Зеленцов А.А., Костюченков А.Н. Оценка перспектив использования турбокомпаундных ДВС в авиации // Двигатель-2017: Сб. тезисов международной научно-технической конференции, посвященной 110-летию специальности “Поршневые двигатели” МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М.: Лучший сервис, 2017. С. 10.

12. AVL BOOST™ is a fully integrated IC engine simulation software. URL: <https://www.avl.com/boost>
13. Программный комплекс ДИЗЕЛЬ-ПК. URL: <http://www.diesel-rk.bmstu.ru/Rus/index.php>
14. Patton K.J., Nitschke R.C., Heywood J.B. Development and Evaluation of a Friction Model for Spark-Ignition Engines // Sae Technical Paper 890836, 1989, 24 p. DOI: 10.4271/890836
15. Кавтарадзе П.З. Теория поршневых двигателей. Специальные главы: Учебник для вузов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. — 719 с.
16. Hiereth H., Prenninger P. Charging internal combustion engine. — Springer-Verlag, Wien, 2007. — 283 p.
17. Турбина ТКР-80. URL: <http://www.kamturbo.ru/product-page/%D1%82%D0%BA%D1%80-80-05-12>
18. GTX3071R GEN II Turbocharger. URL: <https://www.garrettmotion.com/ru/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/gtx3071r-gen-ii/>
19. Елизева Е.В. Повышение топливной экономичности быстроходного двигателя за счет утилизации энергии отработавших газов в силовой турбине: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. — Харьков: ХИИЖТ, 1992. — 19 с.
20. Finkelberg L., Kostuchenkov A., Zelentsov A., Minin V. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine // Energies. 2019. Vol. 12. No. 12, 2292. DOI: 10.3390/en1212292

EFFECTIVENESS ESTIMATION OF TURBO-COMPOUND SCHEME APPLICATION ON PURPOSE OF INDICATORS INCREASING OF AIRCRAFT PISTON DIESEL ENGINE OF 300 H.P.

Baryshnikov S.I.* , Kostyuchenkov A.N., Zelentsov A.A., Lukovnikov A.V.

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow 111116, Russia
* e-mail: stanislawish@ya.ru

Abstract

The goal of the presented work consisted in improvement of the engine basic indicators – specific power and effective specific fuel consumption (ESFC). This goal achieving is possible though three methods, based on a heat balance equation, namely, effective power increasing, as well as heat emission decreasing into cooling system and exhaust energy utilization. Effective power increase seems to be a conservative method that ensures relatively low performance increase, and is the main research trend. Heat removal limitation to the cooling system was actively studied in 90-s, and currently considered unworkable. Thus, the best way to increase the engine indicators radically is the exhaust gases energy utilization.

There are many ways realization, including mechanical and electric compounding, the Renkin cycle application, thermoelectrical generators. However, the most efficient way from the viewpoint of specific parameters is mechanical compound.

Historically, turbo-compounding is a logical continuation of turbocharging. Turbo-compound engines are the pinnacle of aviation piston engines. VD-4K and Napier Nomad engines represent the examples of such engines, demonstrating at that time the unsurpassed fuel efficiency levels.

A six-cylinder boxer four-stroke turbocharged CI water-cooled engine was selected for the purpose of this study. The key factor for the diesel engine selection was the high air to fuel ratio, which was about two times higher than this for the gasoline engine. Owing to this, other things being equal the compound turbine will ensure twice as much power.

In this work, identification of the basic engine was being performed with the AVL BOOST software. The Patton, Nitschke, Heywood friction model, allowing determine friction losses based on the engine arrangement; Vibe combustion model, and Woschni 1978 heat exchange model were employed. Based on the obtained model a turbo-compound modification was developed. Optimization of basic parameters, such as charge pressure, pressure drop on both power and compressor turbines, gas distribution phases and ignition advance angle.

Based on the obtained results, a comparison of three variants of the engine, such as basic one; with the Garret turbine, which roughly corresponds to domestic prospective turbines; and the one with reference turbine was performed.

As a whole, the achieved results fit theoretical estimations with high degree of precision, with the

exception of the exhaust gases temperature: contrary to the initial expectations, the temperature decreased. However, this result fits the pattern, established in other authors' works.

The results of the comparison revealed that the power increment in the turbo-compound engine could achieve 10%, and ESFC reduction could achieve 11%.

Keywords: turbocharging, turbo-compound, diesel engines, four-stroke engines, aviation engines.

References

1. Orlin A.S., Kruglov M.G. (eds.) *Dvigateli vnutrennego sgoraniya* (Internal Combustion Engines), Moscow, Mashgiz, 1957, vol. 1, 396 p.
2. Kavtaradze R.Z. *Lokal'nyi teploobmen v porshnevnykh dvigatelyakh* (Local heat exchange in piston engines), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2001, 592 p.
3. Chadwell C.J., Walls M. Analysis of a SuperTurbocharged Downsized Engine Using 1-D CFD Simulation. *SAE Technical Paper 2010-01-1231*, 2010 (Cit. on pp. 47, 48, 82). DOI: 10.4271/2010-01-1231
4. Brands M.C., Werner J., Hoehne J.L. Vehicle Testing of Cummins TurboCompound Diesel Engine. *SAE International Congress and Exposition. 1981 Transactions V90-A*. DOI: 10.4271/810073
5. Keiichi Shiraishi, Yoshihisa Ono. Hybrid Turbocharger with Integrated High Speed Motorgenerator. *Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review*, 2007, vol. 44, no. 1.
6. Riffat S.B., Ma X. Thermoelectrics: a review of present and potential applications. *Applied Thermal Engineering*, 2003, vol. 23, no. 8, pp. 913–35. DOI: 10.1016/S1359-4311(03)00012-7
7. Ringler J., Seifert M., Guyotot V., Hübner W. Rankine Cycle for Waste Heat Recovery of IC Engines. *SAE International Journal of Engines*, 2009, vol. 2, no. 1, pp. 67-76. DOI: 10.4271/2009-01-0174
8. Kuz'michev V.S., Omar H.H., Tkachenko A.Yu. Effectiveness improving technique for gas turbine engines of ground application by heat regeneration. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 133-141.
9. Kotel'nikov V.R. *Otechestvennye aviatsionnye porshnevye motory 1910-2009* (Domestic aviation piston engines 1910-2009), Moscow, Russkii Fond Sodeistviya Obrazovaniyu i Nauke, 2010, 504 p.
10. Sammons H., Chatterton E. The Napier Nomad Aircraft Diesel Engine. *SAE Transactions*, 1955, vol. 63, pp. 107-131.
11. Baryshnikov S.I., Zelentsov A.A., Kostyuchenkov A.N. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Dvigatel'-2017"*, Moscow, Luchshii servis, 2017, p. 10.
12. *AVL BOOST™ is a fully integrated IC engine simulation software*. URL: <https://www.avl.com/boost>
13. *Programmnyi kompleks DIZEL-RK*. URL: <http://www.diesel-rk.bmstu.ru/Rus/index.php>
14. Patton K.J., Nitschke R.C., Heywood J.B. *Development and Evaluation of a Friction Model for Spark-Ignition Engines*. *Sae Technical Paper 890836*, 1989, 24 p. DOI: 10.4271/890836
15. Kavtaradze R.Z. *Teoriya porshnevnykh dvigatelei. Spetsial'nye glavy* (Piston engines theory. Special chapters), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2008, 719 p.
16. Hiereth H., Prenninger P. *Charging internal combustion engine*. Springer-Verlag, Wien, 2007, 283 p.
17. *Turbina TKR-80*, <http://www.kamturbo.ru/product-page/%D1%82%D0%BA%D1%80-80-05-12>
18. *GTx3071R GEN II Turbocharger*, <https://www.garrettmotion.com/ru/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/gtx3071r-gen-ii/>
19. Elizeva E.V. *Povyshenie toplivnoi ekonomichnosti bystrokhodnogo dvigatelya za schet utilizatsii energii otrabotavshikh gazov v silovoi turbine* (Improving fuel economy of a high-speed engine by exhaust gases energy utilizing in the power turbine). Abstract of doctor's thesis, Kharkov, KhIIZhT, 1992, 19 p.
20. Finkelberg L., Kostyuchenkov A., Zelentsov A., Minin V. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine. *Energies*, 2019, vol. 12, no. 12, 2292. DOI: 10.3390/en12122292