

# Перспективы применения турбокомпаундных авиационных поршневых двигателей

**Костюченков А.Н., Барышников С.И.**

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва*  
e-mail: piston@ciam.ru

Показано, что экономичность авиационных поршневых двигателей может быть повышена за счет использования турбины, приводимой от потока выхлопных газов. Результаты моделирования работы двух турбокомпаундных двигателей подтвердили значительный прирост мощности и снижение удельного эффективного расхода топлива. На базе проведенных исследований разработана концепция создания семейства перспективных авиационных поршневых турбокомпаундных двигателей.

**Ключевые слова:** турбокомпаунд, авиационный поршневой двигатель, дизельный двигатель, бензиновый двигатель, четырехтактный двигатель.

## Application prospects of turbo-compound aircraft piston engines

**Kostuchenkov A.N., Baryshnikov S.I.**

*CIAM, Moscow*

It has been shown that the efficiency of aircraft piston engines can be improved using a turbine driven by the flow of exhaust gases. Results of operation simulation of two turbo-compound engines confirmed a significant increase in power and a decrease in specific effective fuel consumption. Based on the research, a concept was developed to create a family of promising turbo-compound aircraft piston engines.

**Keywords:** turbo-compound, aviation piston engine, diesel engine, gasoline engine, four-stroke engine.

### Введение

В настоящее время растет спрос на малую, в том числе беспилотную, авиацию, в составе силовых установок которой преимущественно используются авиационные поршневые двигатели (АПД) [1]. В диапазоне мощности до 500 л.с. АПД имеют ряд преимуществ перед газотурбинными двигателями, в первую очередь по удельному эффективному расходу топлива и стоимостным показателям [2].

Важнейшими показателями технологического уровня двигателя являются удельная масса и удельный эффективный расход топлива. Исходя из анализа теплового баланса АПД, энергия, вводимая в двигатель с топливом, практически в равных долях распределяется между выхлопными газами, потерями в системе охлаждения и полезной работой. Использование турбокомпаундной схемы [3] – поршневых двигателей с силовой турбиной, преобразующей энергию выхлопных

газов в полезную работу, может обеспечить радикальное повышение параметров двигателя.

Турбокомпаундная схема, впервые примененная в авиации, явилась развитием идеи турбонаддува. Турбокомпаундные двигатели (ТКД) Wright R-3350, ВД-4К [4] и Napier Nomad 2 [5] (рис. 1, табл. 1) появились на пике развития поршневой авиации.

### Краткая характеристика исследуемых двигателей

В ходе работы рассмотрено несколько компоновочных решений, лучшими признаны: схема турбины с механической связью, использующей планетарный редуктор и ременную передачу, и гибридная схема, в которой турбина напрямую приводит электрогенератор.

Для оценки эффективности турбокомпаундной схемы проведены исследования двух разных АПД (табл. 2): оппозитного четырехтактного шестицилиндр-

рового двигателя жидкостного охлаждения мощностью 300 л.с. с воспламенением от сжатия, работающего на дизельном топливе, и оппозитного четырехтактного четырехцилиндрового бензинового двигателя мощностью 100 л.с. с воспламенением от электрической искры.

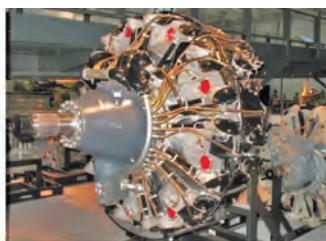
Следует отметить, что между дизельным и бензиновым двигателями существует ряд принципиальных различий, определяющих эффективность турбокомпаундной схемы.

Преимуществами бензиновых двигателей являются: высокая температура выхлопных газов (теоретически возможная до 1300 К), что положительно сказывается на располагаемой мощности силовой турбины; меньшая неравномерность крутящего момента, позволяющая упростить конструкцию трансмиссионного узла.

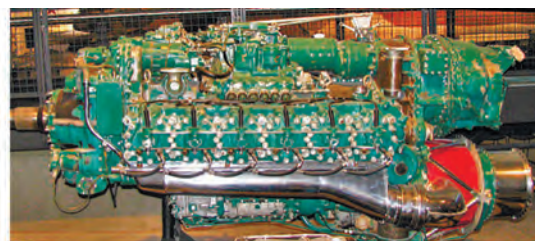
Преимуществом дизельных двигателей является потенциал наддува. Дизельные двигатели не ограничены детонацией, поэтому давление наддува можно наращивать в значительно большем диапазоне режимов работы, что повышает располагаемую энергию выхлопных газов и нейтрализует падение качества продувки, связанное с подпором от силовой турбины.



а



б



в

Рис. 1. Турбокомпаундные двигатели ВД-4К (а), Wright R-3350 (б) и Napier Nomad 2 (в)

Таблица 1. Основные характеристики турбокомпаундных двигателей ВД-4К, Napier Nomad 2, Wright R-3350

Параметр	ВД-4К (СССР, 1949 г.)	Napier Nomad 2 (Великобритания, 1949 г.)	Wright R-3350 (США, 1948 г.)
Мощность на крейсерском/взлетном режиме, кВт	2400/3310	2350	2750
Удельный эффективный расход топлива на крейсерском режиме, г/(кВт·ч)	200	210	220
Степень сжатия	7,0	8,1	6,7
Масса, кг	2065	1620	1650
Удельный вес	0,62	0,7	0,6

Таблица 2. Основные данные исследуемых двигателей

Параметр	АПД, 100 л.с.	АПД, 300 л.с.
Диаметр цилиндра $D$ , мм	84	87
Ход поршня $S$ , мм	61	94
Количество цилиндров	4	6
Степень сжатия (геометрическая) $\epsilon$	10,5	17
Взлетная мощность $N_e$ , кВт / при частоте вращения $n$ , об/мин	73,5 / 5800	221 / 4000
Максимальная крейсерская мощность $N_e$ , кВт / при частоте вращения $n$ , об/мин	69 / 5500	150 / 3750
Удельный расход топлива на крейсерском режиме $g_e$ , г/(кВт·ч)	283	207
Масса двигателя $m$ , кг	70	220

## Математическая модель

Математическое моделирование рабочего процесса АПД выполнено в программном комплексе AVL BOOST [6], который обеспечивает расчет различных элементов двигателя. Аналогичные проверочные расчеты выполнены в программном комплексе «Дизель-РК» [7], разработанном в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В качестве основной модели трения использована модель Паттона – Ничке – Хейвуда [8], позволяющая определить потери трения на основе данных о компоновке и геометрии двигателя. Зависимость для расчета потерь на трение представлена в виде давления механических потерь (Friction Mean Effective Pressure, FMEP):

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

где  $FMEP_{\text{общ}}$  – давление механических потерь общее;  $FMEP_{\text{кв}}$  – в подшипниках коленчатого вала;  $FMEP_{\text{пр}}$  – в поршневой группе;  $FMEP_{\text{грм}}$  – в газораспреде-

тельном механизме;  $FMEP_{па}$  – в приводных агрегатах;  $FMEP_{тн}$  – в топливном насосе;  $\vartheta_{T_m}$  – вязкость масла при температуре  $T_m$ .

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

где  $B$  – диаметр поршня;  $S$  – ход поршня;  $D_b$  – диаметр подшипника;  $L_b$  – длина подшипника;  $n_b$  – количество подшипников;  $n_c$  – количество 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.

$$FMEP_{пр} = C_{pb} \left( \frac{ND_b^3 L_b n_b}{B^2 S n_c} \right) + C_{pr} \left( 1 + \frac{10^3}{N} \right) \left( \frac{1}{B^2} \right) + C_{ps} \left( \frac{V_p}{B} \right) + C_0 \frac{P_i}{P_a (0,044S + 0,091S^{(1,33-0,0238V_p)})}, \quad (3)$$

где  $C_{pb}$  – коэффициент гидродинамического сопротивления шатунного подшипника;  $C_{pr}$  – коэффициент гидродинамического сопротивления в паре поршневого кольцо – цилиндр;  $C_{ps}$  – коэффициент гидродинамического сопротивления в паре юбка – цилиндр;  $C_0$  – коэффициент сопротивления от давления газа;  $P_i$  и  $P_a$  – давление в цилиндре и на впуске;  $V_p$  – средняя скорость поршня.

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

где  $C_{vb}$  – коэффициент гидродинамического сопротивления подшипников коленчатого вала;  $C_{vh}$  – коэффициент осциллирующего гидродинамического смазывания;  $C_{vm}$  – коэффициент осциллирующего смешанного смазывания;  $C_{vo}$  – коэффициент граничного смазывания;  $L_v$  – подъем клапанов;  $n_v$  – количество клапанов;  $C_{vf}$  – коэффициент плоского толкателя.

$$FMEP_{па} = 6,23 \cdot 10^3 + 5,22N - 1,79 \cdot 10^{-4} N^2;$$

$$FMEP_{тн} = \frac{10^5 V_D}{0,0025} (0,0785 + 4,02 \cdot 10^{-5} N +$$

$$+ 1,06 \cdot 10^{-8} N^2 + (4,64 \cdot 10^{-8} + 2,17 \cdot 10^{-10} N) IMEP, \quad (5)$$

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

Для расчета теплообмена в цилиндре использована модель Вошни 1978 г. [9], отличительной чертой которой

является универсальность. Формула Вошни описывает теплообмен по двум составляющим: движению поршня и перепаду давления. Недостаток модели в виде низкой точности на режимах малой мощности не является существенным для задач расчета авиадвигателей, рабочие режимы которых близки к максимальному. Коэффициент теплоотдачи  $\alpha_w$  вычислен по зависимости:

$$\alpha_w = 130D^{-0,2} p_c^{0,8} T_c^{-0,53} \times \left[ 2,28 + 0,308 \frac{c_u}{c_m} + 0,0324 \frac{V_D T_{c1}}{V_{c1} p_{c1}} (p_c - p_{c0}) \right]^{0,8}, \quad (6)$$

где  $D$  – диаметр цилиндра;  $p_c$  и  $T_c$  – давление и температура в цилиндре;  $c_u$  – окружная скорость;  $c_m$  – средняя скорость поршня;  $p_{c0}$  – давление в двигателе без сгорания;  $p_{c1}$  и  $T_{c1}$  – давление и температура при закрытии впускных клапанов.

Тепловыделение в камере сгорания АПД оценено по одинарной модели Вибе [10], созданной для расчета горения углеводородных топлив, протекающего по механизму разветвленных цепных реакций:

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

где  $Q$  – полная подведенная теплота;  $\alpha$  – угол поворота коленчатого вала;  $\alpha_0$  – угол начала сгорания;  $\Delta\alpha_c$  – продолжительность сгорания;  $m$  – параметр формы;  $a$  – параметр полноты сгорания.

Модель Вибе позволяет моделировать практически любой процесс горения за счет варьирования параметров, характеризующих начало сгорания, его продолжительность, полноту, а также форму. Недостатком модели, проявляющимся при расчетах сгорания в дизельных двигателях, является невозможность точно определить момент начала сгорания, который может существенно отличаться от момента начала впрыскивания. Однако при рассмотрении сравнительных характеристик применение этой модели допустимо.

## Модели турбин

Основная сложность при создании турбокомпаундного узла (ТКУ) заключается в разработке турбины с заданными характеристиками. Механический КПД в целом приблизительно одинаков для большинства турбин и составляет около 98% [11]. Однако изоэнтропический КПД турбин подобной размерности может колебаться в широких пределах.

Теоретически достижимы значения КПД порядка 90% [11]. Российские производители турбокомпрессоров обеспечивают КПД турбин до 65% (турбина ТКР-80 производства НПО «Турботехника» [12]).



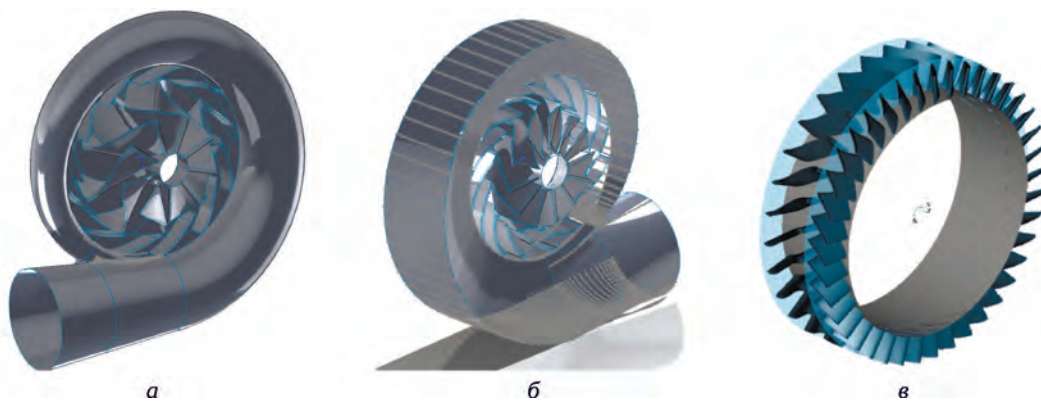


Рис. 2. Турбина для АПД 100 л.с. (а), турбина для АПД 300 л.с. (б) и турбина для РПД 200 л.с. (в)

Западные образцы турбин турбокомпрессоров для поршневых двигателей имеют КПД до 72% (турбины GTX3071R GEN II фирмы Garret [13]).

Основной проблемой при использовании этих турбин в составе ТКУ является несоответствие требованиям по расходу рабочего тела и степени понижения давления. Большинство турбин подобной размерности оптимизированы под степень понижения давления 2 и выше. В то же время типовая степень понижения давления в турбокомпаундных турбинах составляет 1,45...1,7, при этом с точки зрения оптимизации параметров поршневой части ТКД это значение может уменьшаться вплоть до 1,1 [2; 14].

Таким образом, необходимо создание турбин с иной геометрией проточной части рабочих колес. При этом целевым показателем, заложенным в расчеты двигателя, является уровень КПД 80%. На рис. 2 представлены модели радиальных турбин, спроектированных для АПД, и проект осевой турбины для роторно-поршневого двигателя (РПД). РПД являются перспективным направлением развития авиадвигателей [15], и потому применение ТКУ в РПД представляет особый интерес для малой авиации.

### Процесс моделирования

Для расчетов были построены математические модели двигателей и проведена их идентификация на основе экспериментальных данных. Подобраны значения коэффициентов, обеспечивающие соответствие основных параметров (мощности и удельного эффективного расхода топлива) с отклонением не более 1,3%. При этом соблюдались основные ограничения, наложенные на двигатели (максимальное давление, температура). Блок-схемы моделей двигателей, используемые для расчета в программном комплексе AVL BOOST, представлены на рис. 3.

Для достижения наилучших показателей была проведена оптимизация по ряду параметров: фазам газо-

распределения, показателям наддува (степеням повышения давления в компрессоре и понижения давления в турбине), моменту начала горения, коэффициенту избытка воздуха (КИВ) в заданных ограничениях. Для дизельного двигателя ограничением, в первую очередь, являлась граница дымности; из общих соображений принято  $КИВ \leq 1,5$ . Для бензинового двигателя выбраны типовые значения КИВ в диапазоне 0,7...1,1. Рассмотрение значений КИВ выше 1,1 представлялось нерациональным, поскольку для авиационного двигателя подобные значения не обеспечивают необходимого уровня удельной мощности. При этом воздушно-топливная смесь с КИВ, меньшим 0,7, будет иметь проблемы с воспламенением и распространением пламени.

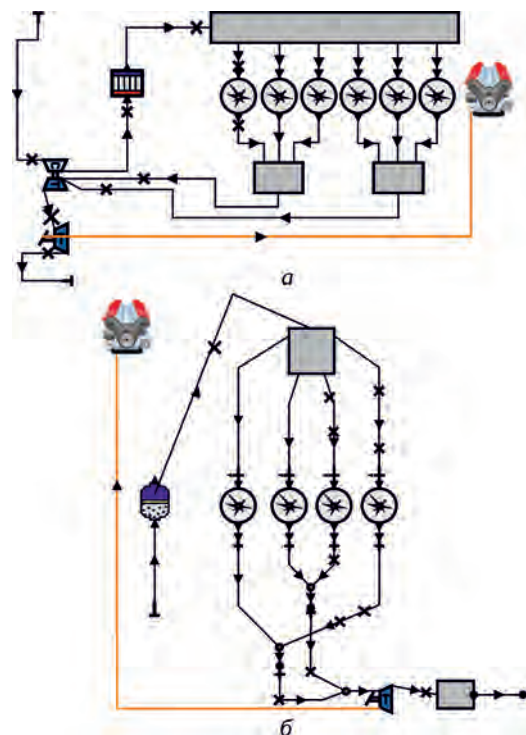


Рис. 3. Модели двигателей:  
а – дизельный АПД мощностью 300 л.с.;  
б – бензиновый АПД мощностью 100 л.с.

## Результаты расчетов

Результаты расчетов параметров ТКД при разных значениях КПД турбины в сравнении с результатами расчета базового АПД представлены на рис. 4 и в табл. 3 для двигателя мощностью 300 л.с., а на рис. 5

и в табл. 4 для двигателя мощностью 100 л.с. Для бензинового двигателя дополнительно проведены расчеты при разных значениях коэффициента избытка воздуха, что позволило оценить потенциальные возможности компаундного двигателя, настроенного на максимальную топливную экономичность.

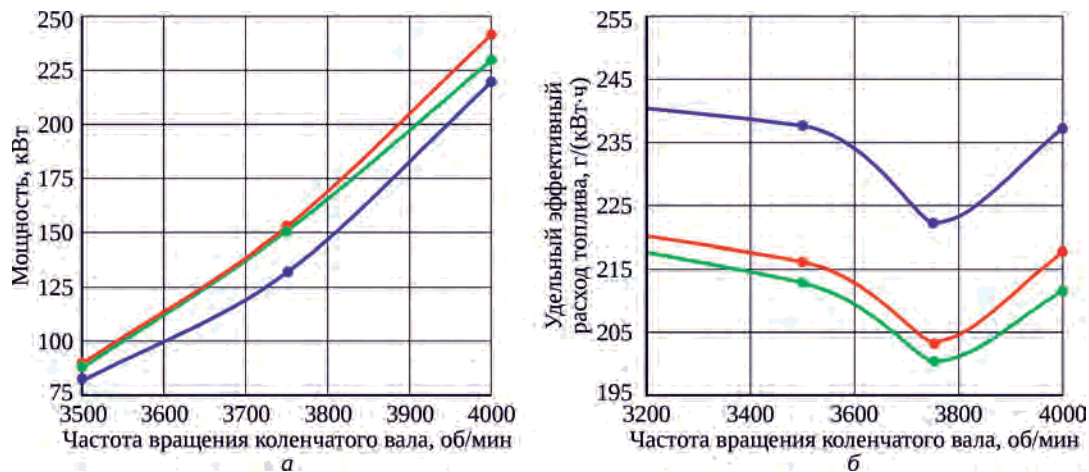


Рис. 4. Сравнение мощности (а) и удельного эффективного расхода топлива (б) двигателя 300 л.с. на различных режимах:  
 — базовый АПД; — ТКД, КПД турбины 70%; — ТКД, КПД турбины 80%

Таблица 3. Параметры базового АПД мощностью 300 л.с. и ТКД на взлетном режиме

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

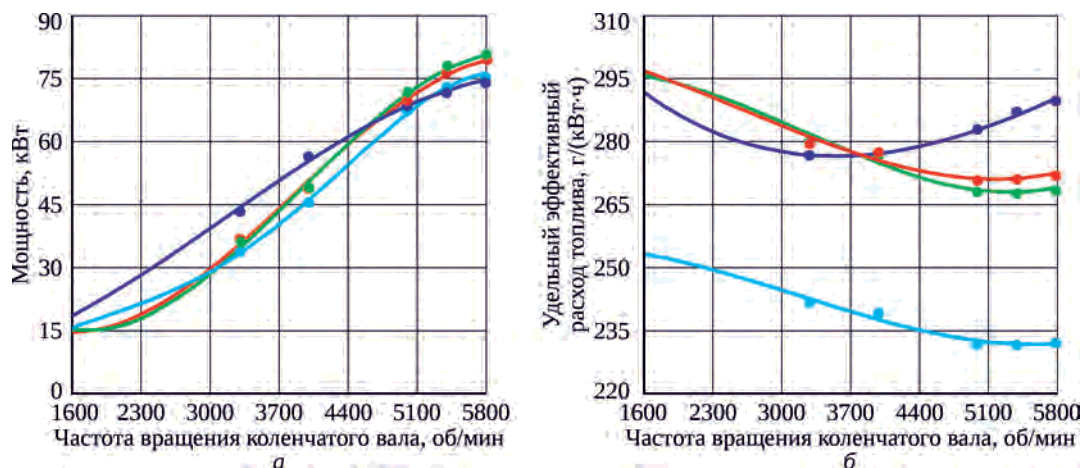


Рис. 5. Сравнение мощности (а) и удельного эффективного расхода топлива (б) двигателя 100 л.с. на различных режимах:  
 — базовый АПД; — ТКД, КПД турбины 70%; — ТКД, КПД турбины 80%;  
 — ТКД, КПД турбины 80%, настройка на экономичность (обедненная смесь)

Таблица 4. Параметры базового АПД мощностью 100 л.с. и ТКД на взлетном режиме

Параметр	Базовый АПД	ТКД, КПД турбины 70%	ТКД, КПД турбины 80%	ТКД, КПД турбины 80%, настройка на экономичность
Мощность, кВт	73,8	79,2	80,8	75,5
Удельный эффективный расход топлива, г/(кВт·ч)	289	271	268	232

## Демонстратор технологии ТКУ

Для экспериментального подтверждения эффективности схемных решений ТКУ, проверки результатов расчета и верификации математических моделей создан демонстратор технологии ТКУ (рис. 6). Демонстратор представляет собой агрегат на основе узлов турбокомпрессора ТКР 50.04.07 (НПО «Турботехника») и элементов трансмиссии. Турбокомпрессор выбран по характеристикам турбины, необходимой для создания ТКУ АПД в классе мощности 100 л.с. В качестве первой ступени трансмиссии использован планетарный редуктор PLE-040-10-SSSA3AC-T9 с передаточным отношением 10:1.

Следует отметить, что ожидаемая рабочая частота вращения турбины находится на уровне 100 000 об/мин. При этом номинальная частота вращения используемого редуктора (самого высокоскоростного из доступных в свободной продаже) составляет 18 000 об/мин, базовый узел имеет систему консистентной смазки. Для решения проблемы смазки и охлаждения деталей редуктора была разработана и создана жидкостная масляная система, которая использована также для смазки силовой турбины. Система смазки обеспечивала поступление масла под давлением в полость редуктора и создавала «рубашку» охлаждения вокруг него.



Рис. 6. ТКУ в составе стенда

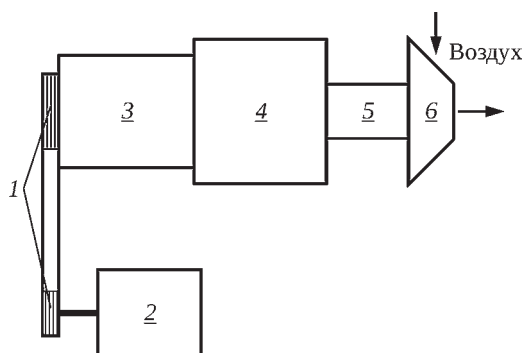


Рис. 7. Схема ТКУ в составе с двигателем ОМД-1:  
1 – шкивы ременной передачи; 2 – двигатель ОМД-1;  
3 – планетарный редуктор; 4 – переходный корпус;  
5 – корпус турбины; 6 – турбина

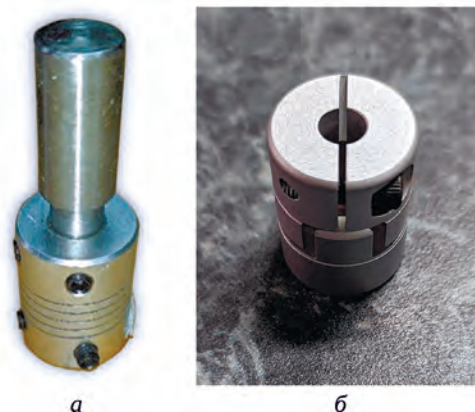


Рис. 8. Сильфонная муфта с переходным валом (а) и муфта со звездочкой (б)

Соединение редуктора (1-я ступень трансмиссии ТКУ) с двигателем осуществлено при помощи ременной передачи с передаточным отношением 2,2:1 (2-я ступень трансмиссии ТКУ). Ременная передача с поликлиновым ремнем позволяет снизить уровень вибрационных и ударных нагрузок, передаваемых через трансмиссию от двигателя к турбине. Схема ТКУ в составе с двигателем приведена на рис. 7.

Для соединения турбины и редуктора использованы два вида муфт (рис. 8): сильфонная и со звездочкой. Следует отметить, что эти муфты не предназначены для длительной работы на высокой частоте вращения, так как номинальные значения их частоты вращения значительно ниже частоты вращения вала силовой турбины: 20 000 об/мин для сильфонных муфт и 10 000 об/мин для муфт со звездочкой.

В качестве нагрузочного устройства использован порошковый тормоз установки У-338 ЦИАМ, предназначенной для испытаний малоразмерных АПД. Для имитации работы АПД применен экспериментальный односекционный модульный двигатель ОМД-1. В рамках первого этапа экспериментальных работ двигатель применялся без инициации рабочего процесса, а для привода турбины использован внешний подвод воздуха от пневматической линии высокого давления.

## Результаты эксперимента

Результаты эксперимента подтвердили работоспособность турбокомпаундного агрегата в составе с механической линией двигателя. Графики изменения мощности представлены на рис. 9.

Уровень температурных нагрузок, создаваемых редуктором, существенно превысил ожидаемый. Теплота передавалась через входной вал на муфту, что приводило к ее существенному нагреву, а турбина оставалась холодной. В результате муфты стали основным проблемным местом.



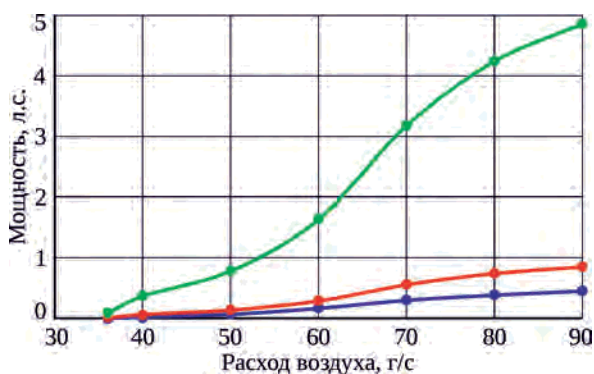


Рис. 9. Результаты испытаний ТКУ:

— измеренная мощность; — эффективная мощность; — мощность с выхлопными газами

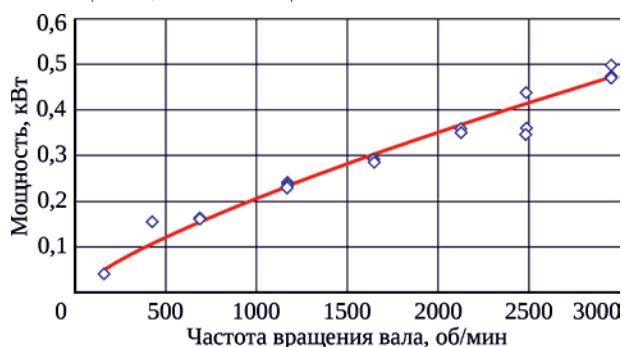


Рис. 10. Характеристика механических потерь двигателя ОМД-1:

◇ — мощность механических потерь двигателя; — результаты аппроксимации ( $y = 0,0011x^{0,7642}$ )

Из-за значительных тепловых нагрузок резиновая звездочка теряла прочность, что приводило к ее выдавливанию из корпуса муфты. При этом работоспособность агрегата сохранялась с небольшим повышением вибрационного фона. Сильфонные муфты также выходили из строя из-за разрушения упругого элемента, предположительно из-за воздействия высокой тепловой нагрузки.

## Литература

1. Костюченков А.Н. Малая авиация: к новым высотам // Промышленный вест. М.: Норма-Информ, 2006. № 11 (76).
2. Кузьмичев В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник Моск. авиац. института. 2018. Т. 25, № 4. С. 133–141.
3. Оценка эффективности использования турбокомпаундной схемы с целью повышения основных показателей авиационного поршневого дизельного двигателя мощностью 300 л.с. / Барышников С.И., Костюченков А.Н., Зеленцов А.А., Луковников А.В. // Вестник Моск. авиац. института. 2019. Т. 26, № 4. С. 89–107.
4. Котельников В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы, 1910–2009. М.: Рус. фонд содействия образованию и науке, 2010. 504 с.
5. Sammons H., Chatterton E. The Napier Nomad Aircraft Diesel Engine // SAE Transactions. 1955. Vol. 63, no. 107.
6. AVL BOOST // AVL: website. URL: <https://www.avl.com/boost>.
7. Программный комплекс ДИЗЕЛЬ-ПК: сайт. URL: <http://www.diesel-rk.bmstu.ru/Rus/index.php>.
8. Patton K., Nitschke R., Heywood J. Development and Evaluation of a Friction Model for Spark-Ignition Engines. 1989. (SAE Technical Paper; no. 890836).

В целом это не повлияло на конечный результат. Во всех случаях удавалось провести регистрацию основных параметров до момента разрушения муфты.

Из-за работы ТКУ с нагрузкой от двигателя ОМД-1 силовой турбине не удалось выйти на заданные частоты вращения. Несоответствие реальной окружной скорости значениям, заложенным в конструкцию турбины для данных значений расхода, привело к падению КПД. Кроме того, поскольку турбина работала на сжатом воздухе с температурой окружающей среды, приведенный расход был ниже базового. В результате КПД турбины составил порядка 30% при ожидаемом уровне в 60%.

Эффективная мощность агрегата определена на основании результатов «холодной» прокрутки двигателя без ТКУ. Полученные значения усилий трения суммировались с экспериментальными результатами. Характеристика механических потерь двигателя представлена на рис. 10.

## Заключение

Расчетные исследования, проведенные на основе разработанных математических моделей АПД мощностью 100 и 300 л.с. с турбокомпаундной ступенью, подтвердили повышение мощности и эффективности двигателя на величину около 10%.

Эффективность применения ТКУ подтверждена также результатами экспериментальных исследований созданного демонстратора.

Проведенный комплекс научно-исследовательских работ позволяет сделать вывод о перспективности применения авиационных поршневых турбокомпаундных двигателей. Далее планируется создание полно-размерных опытных образцов ТКУ и испытание их в составе АПД различных классов мощности.

- 
9. Кавтарадзе Р.З. Локальный теплообмен в поршневых двигателях: учеб. пос. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 592 с.
  10. Кавтарадзе Р.З. Теория поршневых двигателей. Специальные главы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 719 с.
  11. Hiereth H., Prensinger P. Charging Internal Combustion Engine. Wien: Springer-Verlag, 2007. 283 p.
  12. Турботехника: науч.-произв. объединение: сайт. URL: <http://www.kamturbo.ru/>.
  13. GTX3071R GEN II Turbocharger // Garret : Advancing motion: website. URL: <https://www.garrettmotion.com/ru/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/gtx3071r-gen-ii/>.
  14. Барышников С.И., Зеленцов А.А., Костюченков А.Н. Оценка перспектив использования турбокомпаундных ДВС в авиации // Сборник тезисов докладов международной научно-технической конференции «Двигатель-2017», посвященной 110-летию школы двигателестроения МГТУ им. Н.Э. Баумана / МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Поршневые двигатели». М., 2017. С. 10.
  15. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine / L. Finkelberg, A. Kostuchenkov, A. Zelentsov and V. Minin // Energies. 2019. No. 12. Art. 2292. URL: <https://doi.org/10.3390/en12122292>.

## References

1. Kostuchenkov A.N. Malaia aviatsiia: k novym vysotam [Light Aircrafts: to New Heights]. Industrial Bulletin. Moscow: Norma-Inform, 2006. No. 11 (76).
2. Kuz'michev V.S., Omar Kh.Kh., Tkachenko A.Iu. Sposob povysheniia effektivnosti gazoturbinykh dvigatelei dlia nazemnogo primeneniia za schet regeneratsii tepla [Effectiveness Improving Technique for Gas Turbine Engines of Ground Application by Heat Regeneration]. Aerospace MAI Journal. 2018. Vol. 25, no. 4. P. 133–141.
3. Otsenka effektivnosti ispol'zovaniia turbokompaundnoi skhemy s tsel'iu povysheniia osnovnykh pokazatelei aviatsionnogo porshnevo dizel'nogo dvigatel'ia moshchnost'iu 300 l.s. / Baryshnikov S.I., Kostuchenkov A.N., Zelentsov A.A., Lukovnikov A.V. [Estimation of the Efficiency of a Turbo-Compound Scheme Application to Increase the Main Parameters of a 300HP Aircraft Piston Diesel Engine]. Aerospace MAI Journal. 2019. Vol. 26, no. 4. P. 89–107.
4. Kotelnikov V.R. Otechestvennye aviatsionnye porshnevye motory, 1910–2009 [Domestic Aviation Piston Engines, 1910–2009]. Moscow: Russian Foundation for Promotion of Education and Science, 2010. 504 p.
5. Sammons H., Chatterton E. The Napier Nomad Aircraft Diesel Engine // SAE Transactions. 1955. Vol. 63, no. 107.
6. AVL BOOST // AVL: website. URL: <https://www.avl.com/boost>.
7. DIESEL-RK is an engine simulation tool: website. URL: <http://www.diesel-rk.bmstu.ru/Eng/index.php>.
8. Patton K., Nitschke R., Heywood J. Development and Evaluation of a Friction Model for Spark-Ignition Engines. 1989. (SAE Technical Paper; no. 890836).
9. Kavtaradze R.Z. Lokal'nyi teploobmen v porshnevnykh dvigateliakh: uchebnoe posobie dlia vuzov [Local Heat Transfer in Piston Engines: a textbook for universities]. Moscow: BMSTU Publishing House, 2001. 592 p.
10. Kavtaradze R.Z. Teoriia porshnevnykh dvigatelei. Spetsial'nye glavy [Theory of Piston Engines. Special chapters]. Moscow: BMSTU Publishing House, 2008. 719 p.
11. Hiereth H., Prensinger P. Charging Internal Combustion Engine. Wien: Springer-Verlag, 2007. 283 p.
12. Turbotekhnika: nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie [The Scientific-Production Association “Turbotekhnika”: website]. URL: <http://www.kamturbo.ru/>.
13. GTX3071R GEN II Turbocharger // Garret : Advancing Motion: website. URL: <https://www.garrettmotion.com/ru/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/gtx3071r-gen-ii/>.
14. Baryshnikov S.I., Zelentsov A.A., Kostuchenkov A.N. Otsenka perspektiv ispol'zovaniia turbokompaundnykh DVS v aviatsii [Estimated Perspectives of Turbocompound ICE in Aviation]. Proceeding of the International Scientific and Technical Conference “Engine-2017”, dedicated to the 110th Anniversary of the School of Engine Building of BMSTU. Bauman Moscow State Technical University, “Piston engines” department. Moscow, 2017. P. 10.
15. Improvement of Combustion Process of Spark-Ignited Aviation Wankel Engine / L. Finkelberg, A. Kostuchenkov, A. Zelentsov and V. Minin // Energies. 2019. No. 12. Art. 2292. URL: <https://doi.org/10.3390/en12122292>.

*Материалы получены редакцией 23.12.2019*