

МАЛОРАЗМЕРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ И ТЕПЛООБМЕННИКОМ СИСТЕМЫ РЕГЕНЕРАЦИИ ТЕПЛА В КЛАССЕ МОЩНОСТИ 200 Л.С.

Осипов И.В.* , Ремчуков С.С.**

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И.Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

** e-mail: ivosipov@ciam.ru,*

*** e-mail: remchukov.sviatoslav@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 06.03.2019

Представлена предварительная проработка малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД) класса мощности 200 л.с. со свободной турбиной (СТ) и теплообменником (ТО) системы регенерации тепла выхлопных газов двигателя. Разработана уникальная компоновка теплообменника на двигателе. Приведены результаты расчетов, подтверждающие эффективность МГТД такой схемы. Представленный двигатель разрабатывается, в первую очередь, для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного типа (вертолетного и самолетного) и назначения. Также возможно его применение на легких пилотируемых самолетах и вертолетах.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, пластинчатый теплообменник.

Введение

Отечественная авиационная промышленность заинтересована в современных двигателях мощностью 150—500 л.с. в связи с ростом разрабатываемых БПЛА различного типа и назначения в России.

Современные БПЛА самолетного и вертолетного типа взлетной массой до 1 000—5 000 кг представляют собой высокотехнологичные машины, способные решать широкий спектр сложнейших задач (разведчики, ретрансляторы, ударные). В большинстве силовых установок (СУ) таких ЛА используются авиационные поршневые двигатели (АПД), причем в основном зарубежного исполнения. Но в последнее время разработчики БПЛА в мире повернулись лицом к МГТД, так как они имеют малый вес, большой ресурс и многотопливны.

Существующие МГТД в классе мощности 150—500 л.с. отстают от АПД той же мощности, в первую очередь, по показателю топливной эффективности (удельный расход топлива 0,37 кг/л.с./ч против 0,2 кг/л.с./ч у АПД), но существенно превосходят их по удельной массе (0,25 кг/л.с. против 0,75...0,9 кг/л.с. у АПД). Следовательно, для широкого применения МГТД на легких БПЛА,

прежде всего необходимо, поступившись требованиями к удельной массе, поднять топливную эффективность двигателя.

Для ГТД существует два способа снижения расхода топлива: за счет повышения параметров цикла (π_k^* и T_r^*) и перехода на сложный регенеративный цикл, при котором часть энергии выхлопных газов возвращается обратно в цикл посредством специальных устройств.

Повышение параметров цикла (π_k^* и T_r^*) приводит к снижению и так небольшого для МГТД расхода воздуха через двигатель и, как следствие, уменьшению размеров лопаточных машин (компрессор и турбина) [1, 2]. Растущие при этом относительные диаметральные зазоры резко увеличивают гидравлические потери при обтекании корней и зазоров на периферии лопаток, что снижает эффективность компрессора и турбины, делая дальнейшее повышение параметров цикла бессмысленным (по КПД) и дорогим (в изготовлении).

Дальнейшее повышение эффективности МГТД за счет конструктивно-технологического (механические потери) и газодинамического (КПД компрессора, камеры сгорания и турбины)

совершенствования проточной части незначительно, так как современные конструкции уже отработаны на техническом и технологическом пределе существующего производства. Дальнейшее совершенствование конструкции приводит к значительному удорожанию производства при незначительном повышении эффективности изделия.

Остаётся еще один путь повышения эффективности ГТД без значительного изменения конструкции и при достигнутых параметрах — переход к сложной термодинамической схеме с использованием регенерации тепла [3, 4].

Практически это возможно за счет применения теплообменника, в котором воздух из-за компрессора дополнительно подогревается выхлопными газами, таким образом часть энергии выхлопных газов возвращается в цикл, снижается количество дополнительной энергии, необходимой для поддержания рабочего режима двигателя, соответственно снижается расход топлива [5].

К сожалению, в настоящее время российские ГТД малой мощности не производятся, несмотря на огромный опыт по созданию авиационных двигателей в России.

Из общего разнообразия зарубежных фирм-производителей МГТД можно выделить следующие: Williams Int. (США); Turbomeca (Франция); Rolls Royce (Великобритания); PBS (Чехия). Например, в турбовинтовом двигателе (ТВД) TP 100 фирмы PBS (взлетная мощность — 245 л.с., удельный расход топлива — 0,387 кг/л.с./ч, масса двигателя 62 кг) заинтересованы некоторые отечественные фирмы, разрабатывающие как беспилотные, так и пилотируемые ЛА. В «ЦИАМ им. П.И. Баранова» разработан МГТД данного класса мощности [6].

Основопологающим положением концепции перспективных МГТД является создание семейства двигателей различных типов и назначения на основе базового унифицированного газогенератора.

Для подтверждения этой концепции и демонстрации разрабатываемых перспективных технологий в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» создан демонстрационный газогенератор (демонстратор ТРД-60), на базе которого возможно создание ТВД в классе мощности 200 л.с. как в базовой комплектации (ТВД-200), так и с теплообменником системы регенерации тепла (ТВДр-200). При этом удельный расход топлива может составить $C_e = 0,22...0,32$ кг/л.с./ч. Масса двигателя ~ 60...90 кг. Возможная стоимость изделия в серийном производстве не более 2,5 млн руб.

Уже на этапе разработки планируется снижение себестоимости двигателя за счет уменьшения числа деталей, уменьшения ступеней лопаточных машин, применения технологий точного литья, что позволит снизить цену изделия.

В последующем производство данного двигателя целесообразно передать небольшому предприятию, которое способно будет обеспечить как нужды МО РФ, так и гражданское применение (малая авиация, малоразмерные мобильные энергетические установки мощностью до 150 кВт).

При условии выполнения всего комплекса запланированных расчетно-экспериментальных работ вероятность достижения поставленных целей высокая.

ТВД-200 с теплообменником и редуктором

На рис. 1 представлена конструктивная схема турбовального двигателя с редуктором и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л.с. (ТВДр-200).

Двигатель основывается на заделе по демонстрационному газогенератору ТРД-60 и использует редуктор-демонстратор для передачи мощности до 350 л.с. на воздушный или несущий винт.

Двигатель возможен в двух исполнениях: без теплообменника системы регенерации тепла для ЛА с малой дальностью и продолжительностью полета и с теплообменником для ЛА с большой продолжительностью полета.

На рис. 1 двигатель ТВДр-200 представлен в облике МГТД сложного цикла с регенерацией тепла выхлопных газов.

Двигатель состоит из четырех основных модулей:

- Базовый газогенератор ТРД-60.
- Свободная турбина выработки эффективной мощности.
- Редуктор передачи эффективной мощности на воздушный или несущий винт.
- Теплообменник-рекуператор.

Основные данные двигателя ТВДр-200 на расчетном режиме ($H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{вх} = 1,0$):

- эффективная мощность 218 л.с.;
- удельный расход топлива 0,219 кг/л.с. ч.;
- расход воздуха 1,082 кг/с;
- степень повышения давления в компрессоре 4,541;
- температура газа 1224,4 К;
- степень регенерации 0,695;
- габаритные размеры: длина 1000 мм; высота 615 мм; ширина 545 мм;
- вес двигателя ~ 90 кг.

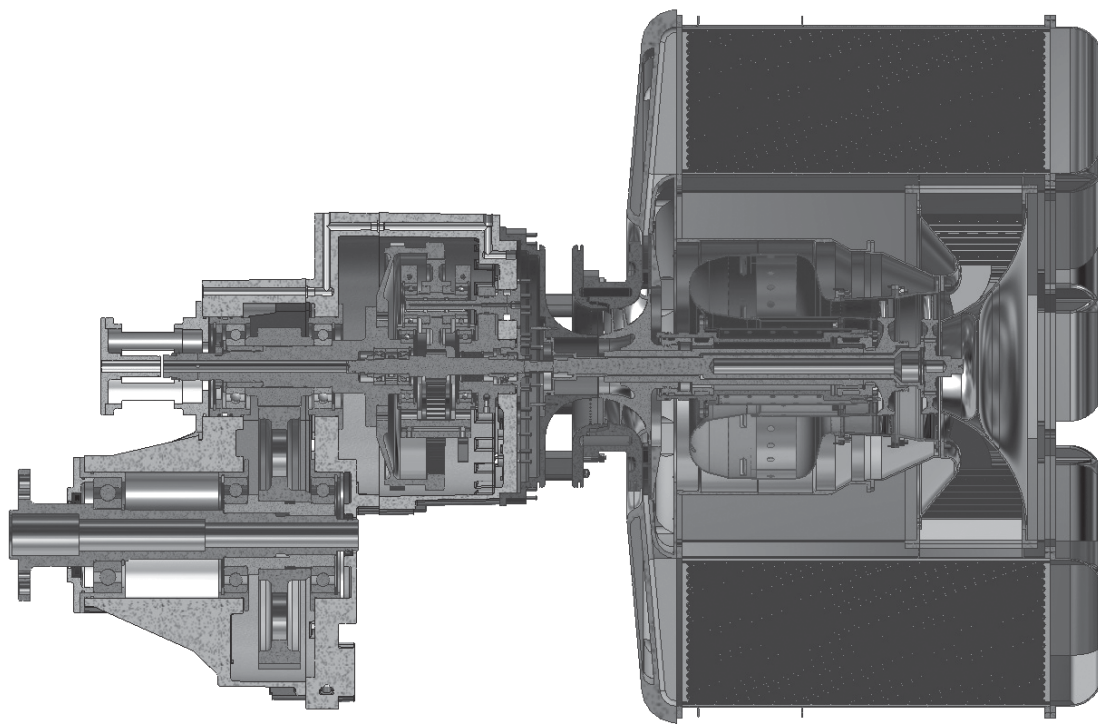


Рис. 1. Конструктивная схема двигателя ТВДр-200

Характеристики двигателя ТВДр-200

В качестве расчетного режима принят режим работы двигателя в стендовых условиях ($H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 1,0$) без отборов воздуха и мощности на нужды ЛА.

В качестве режима с максимальной температурой газа принят режим работы с $T_{\text{г}}^* = 1300 \text{ К}$ в условиях чрезвычайного режима (ЧР) ($H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 0,97$, $n_{\text{тк}} = 103\%$).

В качестве крейсерского режима (КР) принят режим максимальной продолжительности полета на высоте 4 км со скоростью 75 км/ч (режим барражирования БПЛА вертолетного типа взлетной массой 550 кг).

Параметры компрессора в расчетной точке двигателя: $\pi_{\text{к}}^* = 4,541$; $G_{\text{пр}} = 1,082 \text{ кг/с}$. Коэффициенты полезного действия основных узлов двигателя на расчетном режиме: $\eta_{\text{к}}^* = 0,773$; $\eta_{\text{тк}}^* = 0,871$; $\eta_{\text{ст}}^* = 0,872$; $\eta_{\text{г}} = 0,98$.

Относительный отбор воздуха на наддув роторных полостей и охлаждение диска турбины компрессора 2 %.

Расчеты проводились как для двигателя сложно-го цикла с регенерацией тепла (ТВДр-200), так и для двигателя без регенерации тепла (ТВД-200) [7].

Основные расчетные технические данные двигателей представлены в табл. 1.

Дроссельная характеристика двигателя ТВДр-200 представлена на рис. 2. В качестве расчетного принят режим работы двигателя в стендовых условиях ($H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 1,0$) без отборов воздуха и мощности на нужды ЛА – неуставленный двигатель.

Теплообменник системы регенерации тепла двигателя ТВДр-200

В процессе разработки двигателя ТВДр-200 были проведены расчетные исследования по определению рациональных для данной задачи размеров и типа теплообменника-рекуператора.

Основные размеры матрицы теплообменника определялись исходя из следующих данных:

- степень регенерации должна быть не менее 65%;
- суммарные потери полного давления не должны превышать 5%.

Для определения основных размеров матрицы теплообменника использовался трубчатый пучок, состоящий из трубок диаметром $d_{\text{тр}} = 3 \text{ мм}$ и толщиной стенки $\delta_{\text{тр}} = 0,1 \text{ мм}$. Выбор трубчатого пучка производился из удобства предварительного расчета (как наиболее отработанный) [8].

На основе первоначальных расчетов матрицы была разработана конструктивная компоновка теплообменника и газогенератора, рис. 3.

Теплообменник состоит из 12 отдельных модулей, соединенных между собой единым подвод-

Расчетные технические данные ТВД в классе мощности 200 л.с.

Параметр	Обозначение и размерность	Двигатели							
		ТВДр-200				ТВД-200			
		Режимы							
		Стенд	ЧР	ВР	КР	Стенд	ЧР	ВР	КР
Коэффициент восстановления полного давления на входе ЛА	$\sigma_{вх.ЛА}$	1,0	0,97	0,97	0,97	1,0	0,97	0,97	0,97
Приведенный расход воздуха	$G_{в пр вх}$, кг/с	1,082	1,1	1,077	0,946	1,082	1,1	1,079	0,936
Физический расход воздуха	$G_{в ф вх}$, кг/с	1,066	1,051	1,03	0,58	1,066	1,051	1,031	0,574
Степень повышения давления в компрессоре	π_k^*	4,541	4,762	4,541	3,753	4,541	4,762	4,541	3,675
Частота вращения ротора компрессора	$n_{тк}$, %	100	103	100	85,44	100	103	100	84,48
Частота вращения ротора компрессора	$n_{тк}$, об/мин	65 000	66 950	65 000	55 536	65 000	66 950	65 000	54 912
Температура газа за камерой сгорания	$T_{г}$, К	1224,45 ¹⁾	1300	1234,2	993,3	1224,46 ¹⁾	1300	1232,1	976,0
Расход топлива	$G_{г}$, кг/ч	47,85	51,35	46,32	18,46	76,32	82,75	74,67	30,24
Степень регенерации	$\eta_{р}$	0,695	0,697	0,697	0,719	-	-	-	-
Эффективная мощность	N_e , л.с.	218,1	233,4	205,9	75,0	230,3	247,3	217,2	75,0
Удельный расход топлива	C_e , кг/л.с. ч	0,219	0,22	0,225	0,246	0,331	0,335	0,344	0,403
Сухая масса двигателя	$M_{дв}$, кг	90				50			
Удельная масса двигателя	$\gamma_{дв}$, кг/л.с.	0,413				0,217			

Примечания:

Параметры двигателей рассчитаны для стандартных атмосферных условий: $H=0$, $M=0$, МСА.

КР рассчитан для условий $H=4$ км, $V_{п} = 75$ км/ч, МСА.

¹⁾ Температура газа выбиралась из требования достижения $T_{г \max}^* = 1300$ К на ЧР ($n_{пр} = 103\%$).

ным/отводным коллектором (см. рис. 1). Каждый модуль матрицы располагается в отдельном кожухе и взаимозаменяем, не затрагивая другие модули.

Для проекта ТВДр-200 рассмотрена пластинчатая матрица как наиболее технологически отработанная на данное время и менее дорогостоящая по сравнению с трубчатой [9—14].

После разработки общей компоновки (см. рис. 3) были проведены расчетные исследования различных типов пластинчатой матрицы. Расчетные исследования проводились в программном комплексе Ansys [15] с учетом существующих методик расчета газодинамических течений [16-19]. Расчет проводился на один модуль.

В табл. 2 представлены расчетные параметры матриц с пластинами различного типа.

Исходные данные:

габариты одного модуля:

$$350(\text{мм}) \times 70(\text{мм}) \times 120(\text{мм});$$

давление:

$$p_{вх в}^* = 405025 \text{ Па}; p_{вх г}^* = 105915 \text{ Па};$$

температура:

$$T_{вх в}^* = 468,6 \text{ К}; T_{вх г}^* = 893,5 \text{ К};$$

расходы теплоносителя на 1 модуль:

$$G_{в} = 0,078 \text{ кг/с}; G_{г} = 0,081 \text{ кг/с}.$$

Из анализа данных табл. 2 можно сделать следующие предварительные выводы:

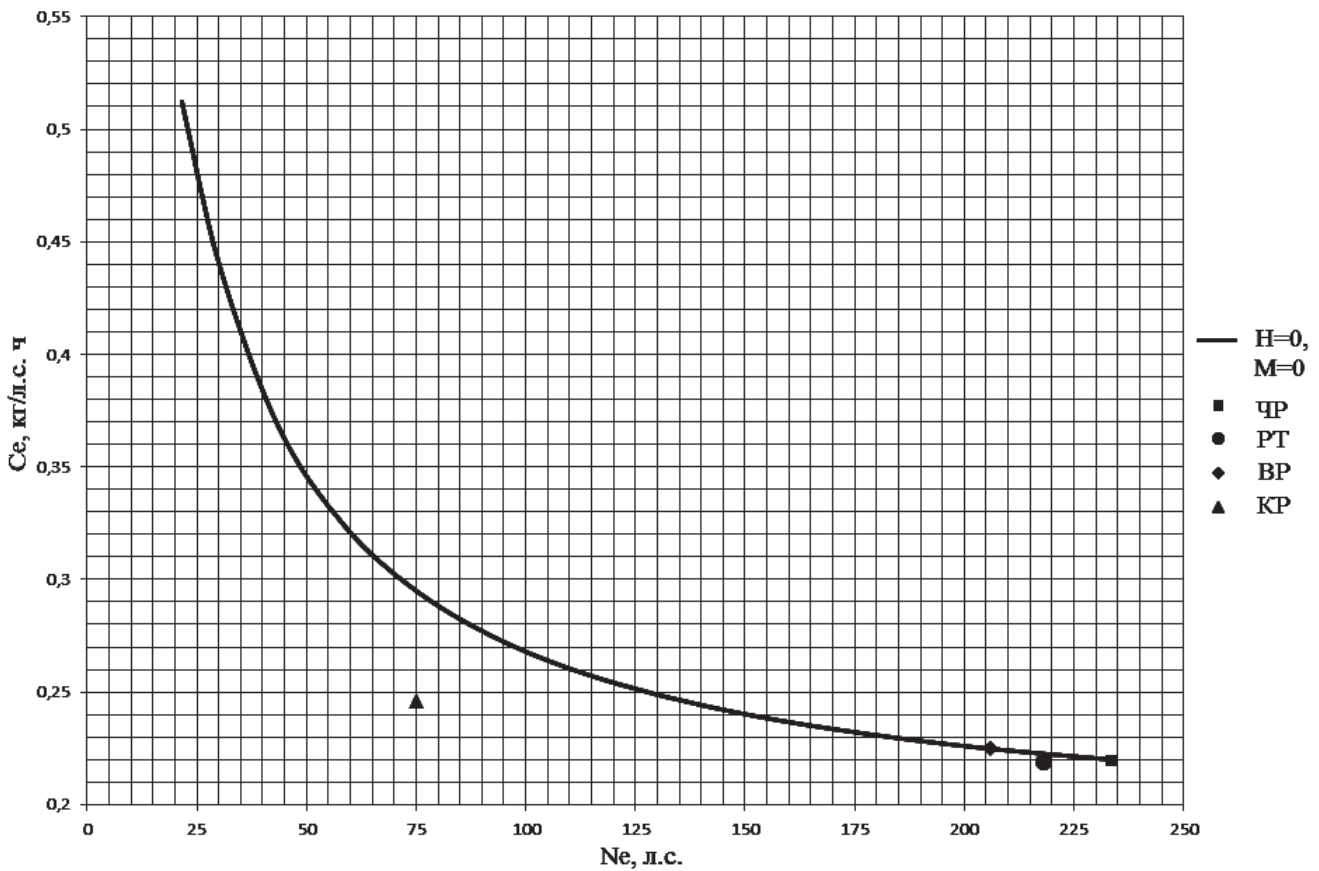


Рис. 2. Дроссельная характеристика ТВДр-200 (неустановленный двигатель $H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 1,0$) (КР – $H = 4$ км, $M = 0,068$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 0,97$)

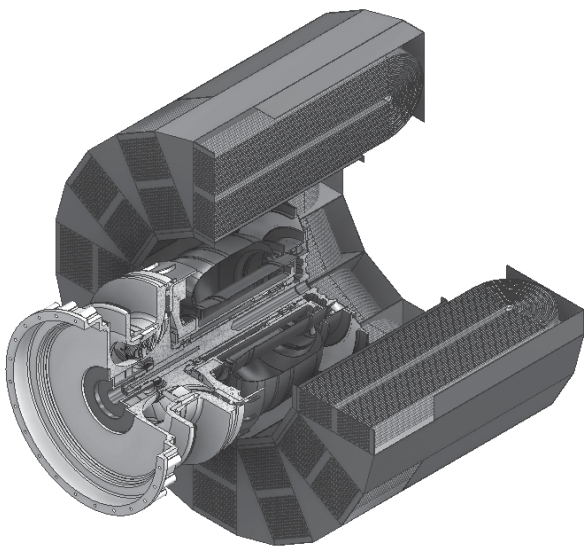


Рис. 3. Конструктивная компоновка теплообменника и газогенератора ТРД-60

— Все варианты приемлемы с точки зрения степени регенерации, кроме пластины с коридорным расположением микрохолмов.

— Наилучшим является вариант матрицы с набивкой Френкеля как по степени регенерации, так и по суммарным потерям в матрице.

— Повышенные потери давления в «воздушном» контуре происходят за счет поворота потока (рис. 4 и 5).

Из рис. 4 и 5 видно, что после поворота линии тока разбиваются, приобретают хаотичное движение, что способствует повышенному трению потока о стенки конверта. Расчетные гидравлические потери по холодному контуру значительны и не являются приемлемыми. Анализ результатов расчетов показал необходимость исследования одноходовой схемы движения теплоносителя [20].

Расчетные исследования варианта теплообменника с одноходовой схемой течения показали, что суммарные гидравлические потери по теплоносителям не превысили 3 %. Однако для организации возврата подогретого в теплообменнике воздуха в камеру сгорания была изменена компоновка ТО с двигателем. Отличительная особенность предложенной компоновки теплообменника с МГТД в том, что теплообменник состоит из восьми унифицированных блоков, которые располагаются по окружности между трех коллекторов, переднего и двух задних. Передний коллектор сложной формы и состоит из двух рядов изолированных каналов. По первому ряду каналов воздух из-за компрессора направляется в матрицы

Таблица 2

Расчетные параметры модуля теплообменника с пластинами различного типа

Параметры	Обозначение и размерность	Типы матриц		
		Микрохолмистая (шахматы)	Микрохолмистая (коридоры)	Набивки Френкеля
Степень регенерации	$\eta_p, \%$	65,4	52,9	69,3
Потери давления по воздуху	$\Delta p_b, \%$	30,5	13,3	12,7
Потери давления по газу	$\Delta p_r, \%$	1,8	5,4	0,7
Масса теплообменной матрицы	$G_m, \text{кг}$	0,72	0,792	1,056
Площадь теплообменной поверхности	$S_{\text{пл}}, \text{м}^2$	0,088951	0,081912	0,119465
Площадь проходного сечения по воздуху (минимальная)	$F_b, \text{м}^2$	0,001475	0,000779	0,001836
Площадь проходного сечения по газу (минимальная)	$F_r, \text{м}^2$	0,011816	0,004136	0,011196
Скорость воздуха на входе	$W_{b1}, \text{м/с}$	9,13	8,91	7,22
Скорость воздуха на выходе, м/с	$W_{b2}, \text{м/с}$	22,34	32,4	21,1
Скорость газа на входе	$W_{r1}, \text{м/с}$	8,33	9,49	8,39
Скорость газа на выходе	$W_{r2}, \text{м/с}$	9,15	18,46	7,94

Скорость, м/с

9.830e+002

7.372e+002

4.915e+002

2.457e+002

5.202e-003

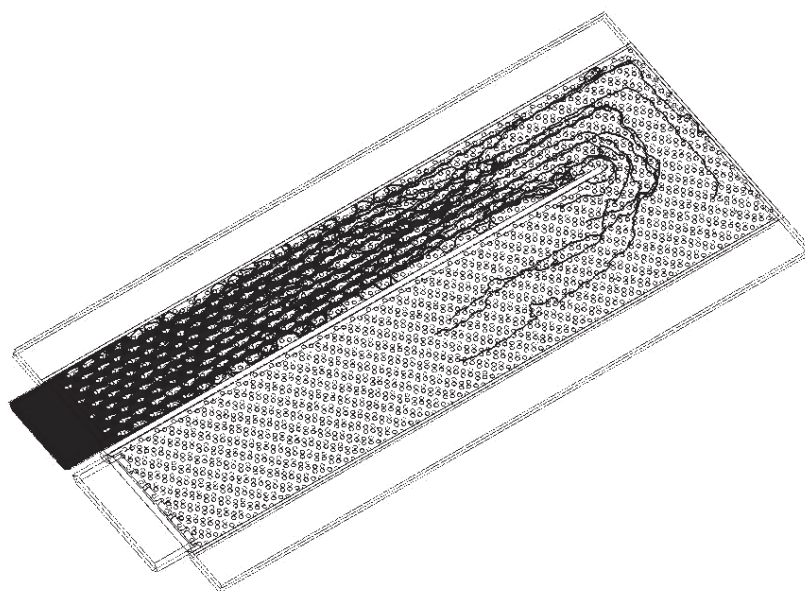


Рис. 4. Линии тока по воздушному тракту конверта с пластинами микрохолмистой поверхности (шахматное расположение микрохолмов)

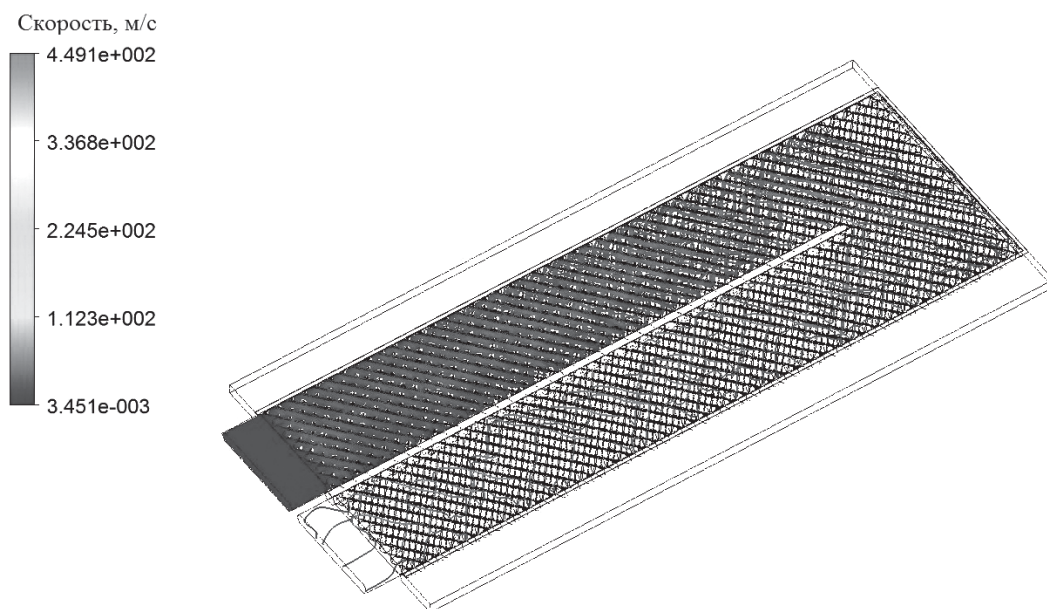


Рис. 5. Линии тока по воздушному тракту конверта с пластинами «набивки Френкеля»

блоков теплообменника, далее воздух подогревается в матрицах от горячих выхлопных газов и возвращается по межблочному пространству к переднему коллектору ко второму ряду каналов, по которым подогретый воздух направляется в камеру сгорания. Первый задний коллектор осуществляет перенаправление подогретого воздуха из матриц блоков в межблочное пространство. За счет такой компоновки давление внутри матриц блоков и в межблочном пространстве одинаково и нет необходимости укреплять каждый блок дополнительными жесткими и тяжелыми корпусами. Второй задний коллектор осуществляет подвод горячего газа от турбины в матрицы блоков теплообменника. Все коллектора литые и являются несущими элементами двигателя (рис. 6).



Рис. 6. Модуль теплообменника с одноходовой матрицей

Таким образом, для дальнейшей работы по теплообменнику двигателя ТВДр-200 был принят вариант матрицы с пластинами типа «набивки Френкеля» одноходовой схемы (рис. 7).

Основные параметры теплообменника двигателя ТВДр-200 на расчетном режиме представлены в табл. 3.

Для подтверждения реализуемости проекта теплообменника для двигателя ТВДр-200 разработана матрица демонстрационного варианта теплообменника с гофрированной поверхностью теплообмена. Модуль пройдет испытания на универсальном стенде ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» в составе демонстрационной малоразмерной газотурбинной установки мощностью 4 кВт (ГТУсц-4).

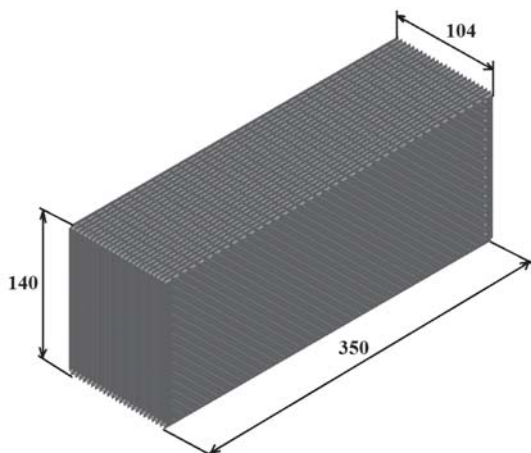


Рис. 7. Матрица модуля теплообменника двигателя ТВДр-200

Таблица 3

Расчетные параметры теплообменника двигателя ТВДр-200

Параметр	Обозначение и размерность	Воздушный контур	Газовый контур
Расход теплоносителя	кг/с	1,0367	1,0706
Давление теплоносителя на входе	Па	453 226	113 703
Потери полного давления в контурах ТО	%	0,75	1,56
Температура теплоносителя на входе	К	488,05	875,63
Температура теплоносителя на выходе	К	757,25	631,04
Степень регенерации	%	69,5	63,1
Средняя скорость потока	м/с	9,5	19,9
Площадь теплопередающей поверхности	м ²	25,8	
Объем матрицы	м ³	0,0407	
Масса матрицы	кг	40	

Примечание: Параметры теплообменника посчитаны на расчетном режиме двигателя: $H=0$, $M=0$, МСА.

Выводы

1. Разработанный предварительный проект двигателя ТВДр-200 позволяет обеспечить легкие БПЛА различного типа и применения отечественными современными, надежными и недорогими в приобретении и эксплуатации двигателями.

2. Использование регенерации тепла в малоразмерных ГТД обеспечивает экономичность таких двигателей на уровне двухтактных бензиновых АПД. Исходя из меньшей массы ГТД, большего ресурса (по сравнению с АПД) и меньшей цены на авиационный керосин, эксплуатация МГТД на БПЛА становится более привлекательной. Важным является и то, что в МГТД может использоваться дизельное топливо, а в случае необходимости — низкооктановый бензин.

3. Для пластинчатых теплообменников конструктивные решения с разворотом потока внутри теплообменной матрицы неприемлемы из-за высоких гидравлических потерь.

4. Разработана оригинальная компоновка, позволяющая организовать подвод воздуха в камеру сгорания с минимальными гидравлическими потерями.

Библиографический список

1. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47-57.
2. Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П. Влияние размерности турбореактивных двигателей на выбор оптимальных параметров рабочего процесса // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 40-45.
3. Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 1977. — 108 с.
4. Силуянова М.В., Попова Т.В. Исследование теплообменного аппарата для газотурбинных двигателей сложного цикла // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56934>
5. Кэйс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники / Пер. с англ. В.Я. Сидорова. — М.: Энергия, 1967. — 226 с.
6. Ломазов В.С., Князев А.Н., Данилов М.А., Попова Т.В., Шмагин К.И., Осипов И.В., Тимофеев В.В. Малоразмерный газотурбинный двигатель с регенерацией тепла // Патент RU 2563079 С1. Бюл. №26, 20.09.2015.
7. Филинов Е.П., Авдеев С.В., Красильников С.А. Корреляционно-регрессионные модели расчета массы

- малоразмерных авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 73–81.
8. Кожухотрубный (кожухотрубчатый) теплообменник. Устройство и принцип работы. URL: <http://www.teploobmenka.ru/oborud/art-shelltube/>
 9. Ярославцев Н.Л., Ремчуков С.С. Исследование влияния загромождения каналов компактных теплообменников на их теплогидравлические характеристики // Эпоха науки. 2016. №8. С. 186–201.
 10. Focke W., Zachariades J., Olivier I. The effect of the corrugation inclination angle on the thermohydraulic performance of plate heat exchangers // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1985. Vol. 28. No. 8, pp. 1469–1479. DOI: 10.1016/0017-9310(85)90249-2
 11. Савостин А.Ф., Тихонов А.М. Исследование характеристик пластинчатых поверхностей теплообмена // Теплоэнергетика. 1970. № 9. С. 75–78.
 12. Ремчуков С.С. Анализ теплогидравлических характеристик пластинчато-ребристых интенсификаторов теплообмена // Гагаринские чтения – 2017: Сб. тезисов XLIII Международной молодёжной научной конференции. – М.: Изд-во МАИ, 2017. С. 548–549.
 13. Антупьев В.М. Эффективность различных форм конвективных поверхностей нагрева. – М., Л.: Энергия, 1966. – 184 с.
 14. Егоров К.С., Шеголев Н.Л. Исследование характеристик высококомпактных пластинчато-ребристых поверхностей теплообмена со смещенным ребром // Наука и образование. 2012. № 6. С. 351–362. DOI: 10.7463/0612.0431788
 15. ANSYS CFX Release 11.0, 2006. URL: <http://product.caenet.cn/uploadfiles/12872437250986625020081129090050986.pdf>
 16. Ремчуков С.С., Данилов М.А., Чистов К.А. Автоматизированное проектирование и расчет пластинчатого теплообменника для малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 116–123.
 17. Данилов М.А., Попова Т.В. и др. Методика параметрического проектирования применительно к пластинчатому теплообменнику // Научные перспективы XXI века. Достижения и перспективы нового столетия: Сб. трудов III Международной научно-практической конференции (15–16 августа 2014 г.). – Новосибирск: International Scientific Institute «Educatio», 2014. С. 111–113.
 18. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: Учебное пособие. – СПб.: Изд-во Политехнического института, 2012. – 88 с.
 19. Быков Л.В. Расчет течения и теплообмена в сверхзвуковом сопле // Труды МАИ. 2011. № 44. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24974>
 20. Хаузен Х. Теплопередача при противотоке, прямотоке и перекрестном токе / Пер. с нем. И.Н. Дулькина. – М.: Энергоиздат, 1981. – 384 с.

SMALL-SIZE GAS TURBINE ENGINE WITH FREE TURBINE AND HEAT RECOVERY SYSTEM HEAT EXCHANGER WITHIN THE 200 HP POWER CLASS

Osipov I.V.* , Remchukov S.S.**

Central Institute of Aviation Motors,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: ivosipov@ciam.ru,

** e-mail: remchukov.sviatoslav@yandex.ru

Abstract

The article presents a preliminary study of a small-size gas turbine engine (SGTE) of the 200 HP power class with a free turbine (FT) and a heat exchanger (HE) of the engine exhaust heat regeneration system. The presented engine is being developed primarily for unmanned aerial vehicles of various types and purposes (helicopters and airplanes).

The engine is available in two versions, namely, without a heat exchanger of the heat regeneration system, for the aircraft with short range and flight duration, and with a heat exchanger for the aircraft with long flight duration.

Characteristics calculations were performed for both the TSEr-200 engine with complex heat

regeneration cycle and for the TSE-200 engine without heat regeneration [5].

Computational studies on sizes and type of the recuperative heat exchanger, rational for the given problem, were performed while the TSEr-200 engine development. A bundle of tubes was employed to determine basic dimensions of the heat exchanger matrix, on the assumption of the preliminary computation convenience (as the most worked out) [6].

The design arrangement of the heat exchanger and gas generator was developed based on the primary matrix computations. The structural layout of the heat exchanger and gas generator was developed based on the primary matrix computations. The heat exchanger includes 12 separate modules interconnected by the

common manifold. Each matrix module is placed in individual casing.

Computational studies of various plate matrix types, as the most technologically worked-out at present and less expensive, were performed after the general layout developing. These computational studies were performed with the Ansys software package [11] using existing techniques for gas dynamic flows computing [12-15]. The computation results revealed significant hydraulic losses in the place of the flow turning inside the heat exchange matrix. Analysis of the results led to the necessity of studying the one-pass scheme of the coolant movement.

Computational studies of the heat exchanger option with the one-pass flow scheme revealed that total hydraulic losses for coolants did not exceed 3%. However, the layout of the heat exchanger with the engine was changed to organize the return of the air, preheated in the heat exchanger, to the combustion chamber. A distinctive feature of the proposed layout of the heat exchanger with SGTE is that the heat exchanger consists of 8 unified blocks, arranged in a circle among the three manifolds: the front one and two rear ones. All manifolds are cast and they are bearing elements of the engine.

For further work on the heat exchanger of the TSEr-200 engine, an option of the matrix with the “Frenkel packing” type plates of a single-pass scheme was adopted.

To confirm the feasibility of the heat exchanger project for the TSEr-200 engine, a matrix of the demonstration version of the heat exchanger with the “Frenkel packing” type heat exchange surface was developed. The module will be tested on the CIAM universal test bench as a part of the demo small gas turbine unit with the 4 kW capacity.

Keywords: small-sized gas turbine engine, plate heat exchanger.

References

- Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. Small gas turbine engines combustion chambers geometric resizing and integral parameters changing trends. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
- Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Filinov E.P. Effect of turbojet engine dimensionality on optimal working process parameters selection. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 40-45.
- Tikhonov A.M. *Regeneratsiya tepla v aviatsionnykh GTD* (Heat regeneration in gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 108 p.
- Siluyanov M.V., Popova T.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56934>
- Kays W.M., London A.L. *Compact Heat Exchangers*. 3rd edition. Krieger Pub Co; Subsequent edition, 1998, 335 p.
- Lomazov V.S., Knyazev A.N., Danilov M.A., Popova T.V., Shmagin K.I., Osipov I.V., Timofeev V.V. *Patent RU 2563079 C1*, 20.09.2015.
- Filinov E.P., Avdeev S.V., Krasil'nikov S.A. Correlation-regressive model for small-sized aircraft gas turbine engines mass computation. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 73-81.
- Kozhukhotrubnyi (kozhukhotrubchatyi) teploobmennik. Ustroistvo i printsip raboty*, <http://www.teploobmenka.ru/oborud/art-shelltube/>
- Yaroslavtsev N.L., Remchukov S.S. *Epokha nauki*, 2016, no. 8, pp. 186–201.
- Focke W., Zachariades J., Olivier I. The effect of the corrugation inclination angle on the thermohydraulic performance of plate heat exchangers. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1985, vol. 28, no. 8, pp. 1469–1479. DOI: 10.1016/0017-9310(85)90249-2
- Savostin A.F., Tikhonov A.M. *Teploenergetika*, 1970, no. 9, pp. 75–78.
- Remchukov S.S. *XLIII Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya “Gagarinskie chteniya – 2017”. Sbornik tezisev*. Moscow, MAI, 2017, pp. 548-549.
- Antuf'ev V.M. *Effektivnost' razlichnykh form konvektivnykh poverkhnostei nagreva* (Efficiency of various forms of convective heating surfaces: scientific publication), Moscow, Leningrad, Energiya, 1966, 184 p.
- Egorov K.S., Shchegolev N.L. *Nauka i obrazovanie*, 2012, no. 6, pp. 351-362. DOI: 10.7463/0612.0431788
- ANSYS CFX Release 11.0*, 2006. <http://product.caenet.cn/uploadfiles/12872437250986625020081129090050986.pdf>
- Remchukov S.S., Danilov M.A., Chistov K.A. Computer aided design and computing of a plate-type heat exchanger for small-size gas turbine engine. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 116-123.
- Danilov M.A., Popova T.V. *Materialy III Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii (15-16 August 2014) “Nauchnye perspektivy XXI veka. Dostizheniya i perspektivy novogo stoletiya”*, Novosibirsk, International Scientific Institute “Educatio”, 2014, pp. 111-113.
- Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovanie turbulentsi v raschetakh slozhnykh techenii* (Turbulence modeling in complex flows calculations), St. Petersburg, Politekhnikeskii institut, 2012, 88 p.
- Bykov L.V. *Trudy MAI*, 2011, no. 44. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=24974>
- Hausen H. *Wärmeübertragung im Gegenstrom, Gleichstrom und Kreuzstrom*. Springer-Verlag-Berlin Heidelberg-New York, 1976, 432 p.