

Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора

Осипов И.В., Ломазов В.С.

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

На основе результатов расчетно-конструкторских исследований подтверждена реализуемость концепции унификации при создании семейства перспективных малоразмерных ГТД различного типа и назначения. На базе выбранного унифицированного газогенератора разработаны конструктивно-параметрические облики турбореактивного двигателя тягой 100 кгс, двухконтурного турбореактивного двигателя тягой 250 кгс, турбовального двигателя мощностью 300 л.с. (в том числе, в компоновке с теплообменником системы регенерации тепла), вспомогательной силовой установки электрической мощностью 60 кВА.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, базовый газогенератор, семейство двигателей, редуктор, система регенерации тепла.

Development of various types of small-scale gas turbine engines based on a unified core engine

Osipov I.V., Lomazov V.S.

CIAM, Moscow

Feasibility of the unification concept in creation of a family of advanced small-scale gas turbine engines of various types and purposes is confirmed based on results of design studies. Following constructive and parametric designs have been developed on the basis of the selected unified core engine: a turbojet engine with a thrust of 100 kgf, a bypass turbojet engine with a thrust of 250 kgf, a turboshaft engine with a power of 300 hp (including a layout with a heat exchanger of a heat recovery system), and auxiliary power unit with electric power of 60 kVA.

Keywords: small-scale gas turbine engine, base core engine, engine family, gearbox, heat recovery system.

Введение

Современные легкие самолеты и вертолеты, а также беспилотные летательные аппараты взлетной массой до 3500...5000 кг представляют собой высокотехнологичные машины, способные решать широкий спектр задач. На большинстве таких летательных аппаратов (ЛА) установлены авиационные поршневые двигатели (АПД), преимущественно зарубежные. Переход на малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД), обладающие большим ресурсом, большей высотностью и меньшим весом, открывает новые возможности для легких ЛА. Важным фактором является также возможность использования в МГТД тяжелых видов топлива: керосина, дизельного топлива и, в случае необходимости, низкооктанового бензина.

Существующие МГТД в классе мощности 150...500 л.с. уступают АПД по показателю топливной эффективности (удельный расход топлива 0,35 кг/(л.с.·ч) вместо 0,2 кг/(л.с.·ч)), но существенно превосходят их по удельной массе (0,25...0,3 кг/л.с. вместо 0,75...0,9 кг/л.с.). Следовательно, для широкого применения МГТД на легких ЛА необходимо, в первую очередь, поднять топливную эффективность двигателя, поступившись требованием к его удельной массе.

В настоящее время МГТД подобного класса в России не производятся. Среди зарубежных компаний, производителей МГТД, можно выделить Rolls-Royce (Великобритания), SAFRAN (Франция) и PBS (Чехия). Например, турбовальные двигатели Arctus 2G1 ($N_{взл} = 720$ л.с.) компании Turbomeca SAFRAN устанавливаются на легкие отечественные вертолеты Ка-226.

Для обеспечения импортозамещения и оснащения ЛА малой авиации перспективными двигателями необходимо разработать линейку МГТД разных типов и назначений. При этом ценовой критерий демонстрационного газогенератора не должен превышать 5000 руб. на 1 кгс стеновой тяги.

Основопологающим принципом концепции создания перспективных МГТД является унификация – разработка семейства двигателей различного назначения на основе базового газогенератора, что позволяет существенно сократить сроки создания двигателей и уменьшить затраты на их разработку и изготовление.

В качестве примера достаточно рассмотреть семейство двигателей Argius компании Turbomeca SAFRAN [1, 2], имеющих единый базовый газогенератор (рис. 1). В настоящее время продано более 3150 двигателей данного семейства мощностью 480...760 л.с., которые установлены на 460 ЛА различного назначения в 60 странах мира. С 1980-х гг. двигатели семейства Argius наработали в эксплуатации более 8 млн летных часов.

Однако семейство Argius представляет собой семейство однотипных (ТВД и ТВГТД) двигателей. Задача данной работы более широкая – создание линейки МГТД разных типов и назначений на базе унифицированного газогенератора: турбовальных ГТД мощностью до 300 л.с. для легких самолетов и вертолетов; ТРДД с большой степенью двухконтурности тягой до 250 кгс для легких административных самолетов; вспомогательных силовых установок для летательных аппаратов большой размерности; газотурбинных установок, обеспечивающих электрической энергией различные виды транспорта; гибридных силовых установок и др.

Унифицированный газогенератор

В качестве варианта унифицированного газогенератора (УГГ) рассмотрен конструктивно-параметрический облик газогенератора двигателя TJ 100 S компании PBS. Схема и параметры УГГ (рис. 2, табл. 1) приняты согласно материалам руководства по эксплуатации и обслуживанию двигателя TJ 100 S [3].

УГГ является малоразмерным, легким, компактным воздушно-реактивным двигателем простой конструкции с одноступенчатым центробежным компрессором, кольцевой противоточной камерой сгорания, одноступенчатой осевой турбиной и выхлопным (реактивным) соплом. Ротор установлен на двух шариковых подшипниках, смазываемых маслом под давлением [3].

Основные параметры выбранного УГГ имеют умеренные значения (см. табл. 1), что характерно для всех МГТД данной размерности.

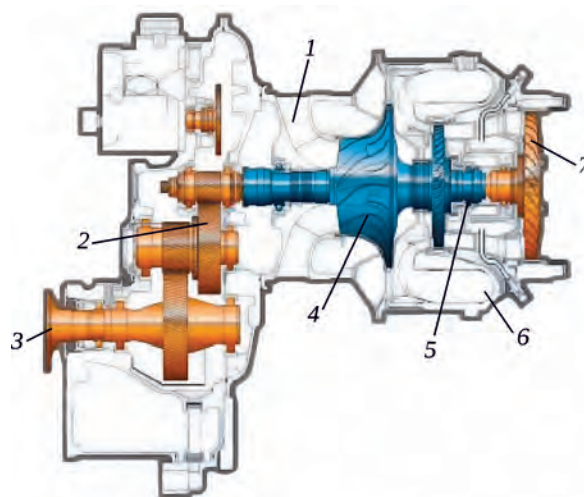


Рис. 1. Схема базового двигателя семейства Argius:
1 – вход воздуха; 2 – редуктор; 3 – выходной вал к несущему винту; 4 – центробежный компрессор; 5 – турбина компрессора; 6 – камера сгорания с реверсивным движением потока; 7 – свободная турбина

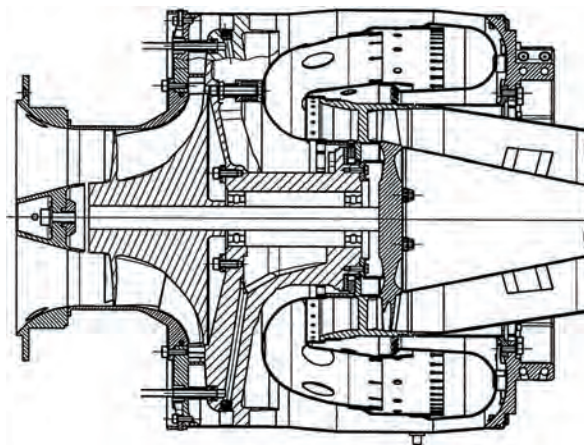


Рис. 2. Схема унифицированного газогенератора

Таблица 1. Основные параметры унифицированного газогенератора ($H = 0$, $M = 0$, MCA , $\sigma_{вх ЛА} = 1,0$)

Параметр	Расчетное значение
Расход воздуха $G_{в.пр}$, кг/с	1,697
Степень повышения давления π_k^*	4,2
Температура газа T_r^* , К	1205
Размерность газогенератора (по входу в камеру сгорания), кг/с	0,51
Частота вращения ротора, об/мин	60 000
Расход топлива G_r , кг/ч	122
Габаритные размеры и масса	
Длина (замер по срезу сопла), мм	480
Диаметр, мм	272
Масса (с блоком управления и кабелями), кг	22

МГТД различного типа и назначения

Создание модификаций двигателя на базе единого газогенератора предусматривает максимальное использование деталей и узлов УГГ. При таком подходе значительно сокращается объем доводочных работ и специальных испытаний двигателя, так как значительная часть работ, выполненных на базовом газогенераторе, может быть зачтена для разрабатываемого двигателя.

Турбореактивный двигатель ТРД-100, разработанный на базе УГГ, представляет собой одновальный малоразмерный двигатель тягой 100 кгс (рис. 3, табл. 2). Конструктивная схема ТРД-100 повторяет схему УГГ. Двигатель должен быть оснащен автономной масляной системой, электрическим стартер-генератором, цифровым блоком управления (FADEC) и топливной системой. Все агрегаты должны иметь электрический привод.

Двухконтурный турбореактивный двигатель ТРДД-250 тягой 250 кгс состоит из модуля УГГ с добавлением каскада низкого давления (НД): турбины НД и модуля вентилятора со встроенным редуктором. Вал НД проходит внутри вала газогенератора, при этом конструктивно УГГ остается неизменным. Каждый из модулей имеет свою автономную систему смазки: модуль газогенератора – штатную маслосистему, модуль вентилятора – замкнутую маслосистему редуктора с теплообменником. Опора вентилятора одновременно является опорой тихоходного вала редуктора.

Параметры вентилятора: $\pi_v^* = 1,5$, $\eta_v^* = 0,86$ при $G_{в.пр} = 10,08$ кг/с. Привод вентилятора – через редуктор, что позволяет обеспечить большую степень двухконтурности ($m = 3,65$) при малой окружной скорости (до 420 м/с) на периферии вентилятора.



Рис. 3. Общий вид ТРД-100

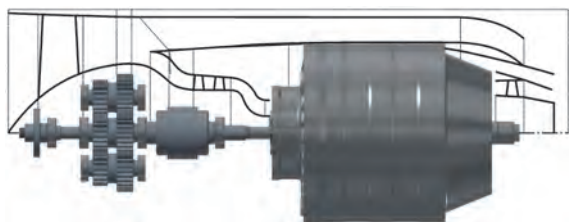


Рис. 4. Принципиальная схема ТРДД-250

Таблица 2. Основные параметры ТРД-100

Параметр	Расчетное значение
Стендовый режим (расчетный): $H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{вх ЛА} = 1$	
Тяга R , кгс	102
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	1,2
Приведенный расход воздуха $G_{в.пр}$, кг/с	1,697
Степень повышения давления π_k^*	4,2
Температура газа $T_{г}^*$, К	1205
Частота вращения ротора, об/мин	60 000
Взлетный режим: $H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{вх ЛА} = 0,97$	
Тяга R , кгс	96,7
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	1,22
Крейсерский режим: $H = 6$ км, $v_{п} = 750$ км/ч, МСА, $n_{пр} = 100\%$, $\sigma_{вх ЛА} = 0,97$	
Тяга R , кгс	57,2
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	1,43
Габаритные размеры и масса	
Длина, мм	480
Диаметр, мм	272
Масса двигателя, кг	22
Удельная масса двигателя, кг/кгс	0,233

Таблица 3. Основные параметры ТРДД-250

Параметр	Расчетное значение
Стендовый режим (расчетный): $H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{вх ЛА} = 1$	
Тяга R , кгс	248,4
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	0,596
Степень двухконтурности m	3,65
Расход воздуха $G_{в}$, кг/с	10,1
Суммарная степень повышения давления $\pi_{к\sum}^*$	5,36
Температура газа $T_{г}^*$, К	1205
Частота вращения ротора газогенератора, об/мин	60 000
Частота вращения вентилятора, об/мин	$\leq 20 000$
Взлетный режим: $H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{вх ЛА} = 0,97$	
Тяга R , кгс	225,6
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	0,635
Крейсерский режим: $H = 6$ км, $v_{п} = 550$ км/ч, МСА, $n_{в.пр} = 100\%$, $\sigma_{вх ЛА} = 0,97$	
Тяга R , кгс	63,3
Удельный расход топлива C_R , кг/(кгс·ч)	1,09
Габаритные размеры и масса	
Длина, мм	750
Диаметр, мм	360
Масса двигателя, кг	≤ 60



Рис. 5. Ультралегкие административные самолеты

Принципиальная схема ТРДД-250 с возможностью форсирования двигателя за счет увеличения $\pi_{к\Sigma}^*$ при установке дополнительных осевых ступеней компрессора показана на рис. 4. Дополнительные ступени располагаются на валу каскада НД за редуктором и вращаются с частотой вращения турбины НД. Максимальная тяга двигателя в этом случае достигает 400 кгс.

Основные параметры ТРДД-250 представлены в табл. 3. Область применения двигателя – ультралегкие дозвуковые административные самолеты на одного или двух пассажиров (рис. 5).

Турбовальный двигатель ТВГТД-300 мощностью 300 л.с., разработанный на базе УГГ, предназначен для применения на легких самолетах и вертолетах.

ТВГТД-300 имеет встроенный редуктор, в котором вне зависимости от назначения двигателя остается неизменной скоростная ступень. В самолетном варианте в редуктор добавляется низкооборотная силовая ступень, в вертолетном варианте эффективная мощность снимается прямо с вала скоростной ступени. Это позволяет довести степень унификации между двигателями самолетного и вертолетного применения до 95%.

Для ТВГТД-300 разработана компоновка с теплообменником системы регенерации тепла (рис. 6). Данный двигатель содержит газотурбинный блок, включающий в себя компрессор с радиальным входным устройством, газоздушный рекуперативный теплообменник, кольцевую противоточную камеру сгорания, турбину привода компрессора и свободную турбину с валом привода потребителя эффективной мощности [4]. Камера сгорания и теплообменник, выполненный из

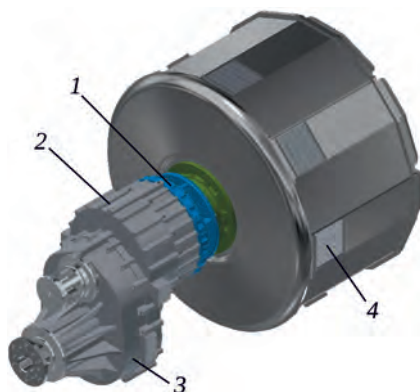


Рис. 6. Схема ТВГТД-300 с теплообменником системы регенерации тепла:

1 – входное устройство; 2 – скоростная ступень редуктора; 3 – силовая ступень редуктора; 4 – выходное устройство

Таблица 4. Основные параметры ТВГТД-300

Параметр	Расчетное значение	
	без теплообменника	с теплообменником
Стандовый режим (расчетный): $H = 0, M = 0, MCA, \sigma_{вх.ЛА} = 1$		
Мощность N , л.с.	321,4	272,7
Удельный расход топлива $C_{R'}$, кг/(л.с.·ч)	0,374	0,258
Расход воздуха G_B , кг/с	1,697	1,66
Суммарная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$	4,2	4,2
Температура газа T_T^* , К	1205	1205
Частота вращения ротора газогенератора, об/мин	60 000	60 000
Частота вращения ротора свободной турбины, об/мин	42 000	42 000
Степень регенерации, %	–	69,5
Взлетный режим: $H = 0, M = 0, MCA, \sigma_{вх.ЛА} = 0,97$		
Мощность N , л.с.	303,8	257,9
Удельный расход топлива $C_{R'}$, кг/(л.с.·ч)	0,389	0,265
Крейсерский режим вертолета: $H = 3$ км, $v_{п} = 250$ км/ч, $MCA, n_{пр} = 100\%, \sigma_{вх.ЛА} = 0,97$		
Мощность N , л.с.	216,2	182,0
Удельный расход топлива $C_{R'}$, кг/(л.с.·ч)	0,372	0,255
Крейсерский режим самолета: $H = 6$ км, $v_{п} = 350$ км/ч, $MCA, n_{пр} = 100\%, \sigma_{вх.ЛА} = 0,97$		
Мощность N , л.с.	150,5	125,4
Удельный расход топлива $C_{R'}$, кг/(л.с.·ч)	0,355	0,245
Габаритные размеры и масса		
Длина, мм	910	1085
Высота, мм	390	580
Ширина, мм	330	580
Масса двигателя, кг	≤ 60	≤ 95
Удельная масса двигателя, кг/л.с.	0,2	0,368

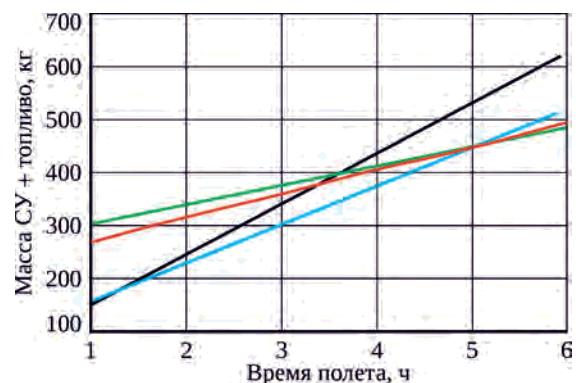


Рис. 7. Сравнительная диаграмма применения разных двигателей на ЛА:

— МГТД; — МГТД с регенерацией тепла; — бензиновый АПД; — дизельный АПД



Рис. 8. Ультралегкие ЛА, на которых возможно применение ТВГТД-300

отдельных модулей, интегрированы в единый узел – модули теплообменника расположены по окружности над камерой сгорания, а выходы из них соединены с входом жаровой трубы через кольцевой воздушный коллектор. Такая компоновка уменьшает габаритные размеры и массу двигателя.

Применение в МГТД теплообменника для подогрева (горячим газом из-за свободной турбины) сжатого воздуха после компрессора перед его подачей в камеру сгорания обеспечивает повышение экономичности двигателя на 25...30%. Это выводит МГТД с регенерацией тепла на уровень экономичности бензиновых АПД, что можно проследить по диаграмме «Масса СУ+топливо – время полета» (рис. 7), полученной по результатам расчетного исследования применения различных двигателей на одинаковых ЛА.

Из диаграммы видно, что при продолжительности полета до 3,5 ч параметр «Масса СУ+топливо» для МГТД меньше, чем для АПД. При этом МГТД с регенерацией тепла выигрывает по эффективности при полетах продолжительностью до 5 ч.

Основные параметры ТВГТД-300 двух компоновок (без теплообменника и с теплообменником) представлены в табл. 4. Область применения ТВГТД-300 – легкие (одно- и двухдвигательные) административные самолеты, спортивные самолеты, легкие вертолеты (рис. 8). Теплообменник системы регенерации тепла предлагается как дополнительная опция для ЛА большой продолжительности полета.

Теплообменник ТВГТД-300

Для ГТД существует два способа снижения расхода топлива: повышение параметров цикла (π_k^* и T_T^*) и переход на сложный цикл с регенерацией тепла выхлопных газов.

Повышение параметров цикла в МГТД ведет к снижению и так небольшого расхода воздуха через двигатель и, как следствие, к уменьшению размеров лопаточных машин и увеличению относительных диаметральных зазоров. В результате происходит резкое увеличение гидравлических потерь в тракте, что снижает эффективность компрессора и турбины, делая дальнейшее повышение параметров цикла бессмысленным (по КПД) и дорогим (в изготовлении).

Переход к сложному термодинамическому циклу с регенерацией тепла позволяет повысить топливную экономичность МГТД при сохранении эффективности его узлов. Регенерация тепла может быть обеспечена за счет применения теплообменника, в котором воздух после компрессора дополнительно подогревается выхлопными газами из-за турбины. Таким образом, часть энергии выхлопных газов возвращается в цикл, вследствие чего снижается количество дополнительной энергии, требуемой для поддержания рабочего режима двигателя, и, соответственно, уменьшается расход топлива. При умеренной степени регенерации 60...70% возможно снижение расхода топлива на 30% при сохранении параметров крейсерского режима работы двигателя [5, 6].

В процессе разработки ТВГТД-300 были проведены расчетные исследования по определению оптимальных размеров и типа теплообменника-рекуператора с учетом следующих ограничений:

- степень регенерации теплообменника – не менее 60%;
- суммарные потери полного давления в матрице теплообменника – не более 5%.

Разработана и запатентована оригинальная компоновка теплообменника в двигателе, обеспечивающая

Таблица 5. Расчетные параметры теплообменника ТВГТД-300 для режима $H = 0$, $M = 0$, MCA , $\sigma_{вх ЛА} = 1,0$

Параметр	Воздушный контур	Газовый контур
Расход теплоносителя, кг/с	1,0367	1,0706
Давление теплоносителя на входе, Па	453 226	113 704
Потери полного давления в контурах, %	0,75	1,56
Температура теплоносителя на входе, К	488	876
Температура теплоносителя на выходе, К	757	631
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	

приемлемые габаритные и весовые параметры [4]. Эта компоновка с небольшой доработкой реализована в проекте ТВГТД-300 (см. рис. 6). Теплообменник состоит из восьми модулей, соединенных между собой подводным и отводным коллекторами. Модули расположены в отдельных кожухах и могут быть заменены независимо друг от друга.

Для теплообменника ТВГТД-300 рассмотрена пластинчатая матрица с гофрированными пластинами (набивка Френкеля), как наиболее технологически отработанная в настоящий момент [7, 8]. Основные параметры теплообменника на расчетном режиме представлены в табл. 5.

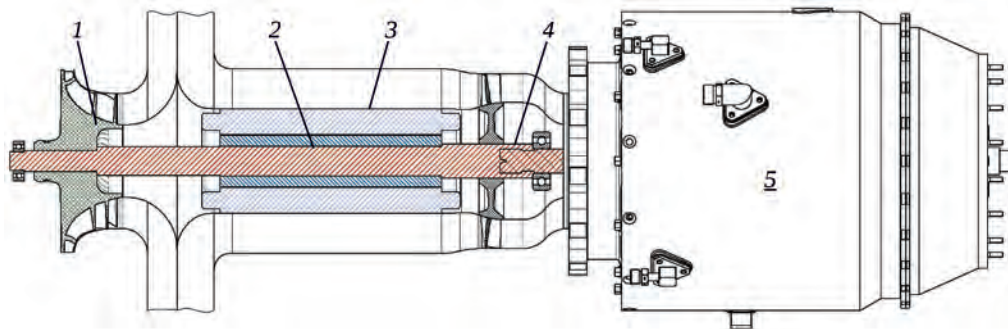


Рис. 9. Схема ВСУ-60:

1 – служебный компрессор; 2 – ротор высокоскоростного стартера-генератора;
3 – статор высокоскоростного стартера-генератора; 4 – ротор служебного модуля; 5 – УГГ

Таблица 6. Основные параметры ВСУ-60

Параметр	Значения параметров на основных режимах			
	Генераторный $H = 0$, МСА	Запуск маршевых двигателей $H = 0$, МСА	Генераторный $H = 9$ км, МСА	Генераторный $H = 11$ км, МСА
Служебный компрессор				
степень повышения давления	–	2,4	–	–
давление воздуха на выходе, кгс/см ²	–	2,48	–	–
расход воздуха, кг/с	–	0,4	–	–
температура воздуха на выходе, °С	–	122	–	–
потребная мощность, кВт	–	48,7	–	–
Мощность электрогенератора, кВА	295	60	60	60
Приведенный расход воздуха на входе в двигатель, кг/с	1,7	1,34	1,51	1,68
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре	4,2	3,11	3,69	4,25
Частота вращения ротора газогенератора, %	100	87,0	84,4	87,2
Частота вращения ротора газогенератора, об/мин	60 000	52 200	50 640	52 320
Расход топлива, кг/ч	120,2	77,3	27,4	24,1
Температура газа $T_{г}^*$, К	1205	1041,4	942,2	964,1
Эффективная мощность на валу, л.с.	328	157	66,7	66,7
Удельный расход топлива, кг/(л.с.·ч)	0,37	0,49	0,41	0,36
Габаритные размеры и масса				
Длина, мм	818			
Диаметр, мм	272			
Масса установки, кг	≤ 65			

Вспомогательная силовая установка

Вспомогательная силовая установка ВСУ-60 электрической мощностью 60 кВА с отбором воздуха от служебного компрессора ($G_{отб} \leq 0,58$ кг/с, $p_{отб} \leq 3,8$ кг/см²) состоит из УГГ и служебного модуля, включающего электрогенератор и служебный компрессор.

Схема ВСУ-60 представлена на рис. 9, основные расчетные параметры – в табл. 6. Область применения ВСУ-60 – запуск маршевых двигателей на земле и обеспечение дополнительной электрической энергией систем ЛА. При этом значения параметров отбора воздуха от служебного компрессора ВСУ-60 близки

к параметрам отбора воздуха ВСУ АИ-9 («Мотор Січ», Украина, [9]). Таким образом, разработанная ВСУ может быть использована на отечественных самолетах и вертолетах вместо ВСУ АИ-9.

В компоновке без служебного компрессора ВСУ-60 можно использовать как газотурбинную установку с максимальной электрической мощностью 295 кВА.

Заключение

Проведенные расчетно-конструкторские исследования подтвердили возможность разработки семейства МГТД различного типа и назначения на основе единого базового газогенератора. Реализация такого унифицированного подхода позволит существенно сократить сроки и стоимость создания нового двигателя в рамках семейства.

На базе унифицированного газогенератора (в качестве которого выбран газогенератор TJ 100 S компании PBS с параметрами $G_{в.пр} = 1,7$ кг/с, $\pi_k^* = 4,2$, $T_r^* = 1205$ К) разработаны компоновки:

– двухконтурного двигателя тягой до 250 кгс с редукторным приводом вентилятора, способствующим реализации степени двухконтурности 3,65 при малых окружных скоростях ступени вентилятора

на периферии (420 м/с), что обеспечивает хорошие целевые технические данные двигателя: $R = 248$ кгс, $C_R = 0,6$ кг/(кгс·ч) при весе не более 60 кг. Такой двигатель может найти применение на ультралегких административных самолетах;

– турбовального ГТД мощностью свыше 300 л.с. со свободной турбиной и встроенным редуктором со степенью унификации между двигателями самолетного и вертолетного применения до 95%;

– турбовального ГТД мощностью свыше 300 л.с. с теплообменником системы регенерации тепла, что обеспечивает топливную экономичность на уровне поршневых двигателей: удельный расход топлива $C_e = 265$ г/(л.с.·ч) при мощности $N_{e_{взл}} = 258$ л.с. В сумме с высотой и небольшим весом такой двигатель придает легкому летательному аппарату совершенно новые возможности: длительное барражирование на большой высоте или региональные перелеты;

– вспомогательной силовой установки, которая по параметрам применима для импортозамещения ВСУ АИ-9 на отечественных самолетах и вертолетах. Разработанная ВСУ-60 может служить базой как для наземной ГТУ, так и для гибридной силовой установки (мощностью до 295 кВА) воздушного и наземного применения.

Литература

1. Иностранные авиационные двигатели, 2000. Справочник / Общая редакция и предисловие Л.И. Соркина. М.: Изд. дом «Армавир», 2000. 534 с.
2. Иностранные авиационные двигатели, 2005. Справочник ЦИАМ / Под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М.: Изд. дом «Армавир», 2005. 592 с.
3. Турбореактивный двигатель TJ 100 S. Руководство по эксплуатации и обслуживанию. АО «Первый брненский машиностроительный завод Велка Битеш», Чешская республика, 2006. 68 с.
4. Ломазов В.С., Князев А.Н., Данилов М.А. и др. Малоразмерный газотурбинный двигатель с регенерацией тепла. Патент № 2563079 от 23.05.2014.
5. Кэйс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники. М.: Энергия, 1967. 226 с.
6. Тихонов А.М. Регенерация тепла в авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1977. 108 с.
7. Данилов М.А., Попова Т.В. и др. Методика параметрического проектирования применительно к пластинчатому теплообменнику // Научные перспективы XXI века. Достижения и перспективы нового столетия: материалы III МНПК, 15–16 августа 2014 г. Новосибирск: International Scientific Institute «Educatio», 2014. С. 111–113.
8. 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.
9. АИ-9 – вспомогательный газотурбинный двигатель. Википедия. Свободная энциклопедия. URL: <http://ru.wikipedia.org/АИ-9>

References

1. Inostrannye aviatsionnye dvigateli [Foreign Aircraft Engines]. Reference book. Edited by L.I. Sorokin. Moscow: Armavir publ., 2000. 534 p.
2. Inostrannye aviatsionnye dvigateli [Foreign Aircraft Engines]. CIAM reference book. Edited by V.A. Skibin and V.I. Solonin. Moscow: Armavir publ., 2005. 592 p.

-
3. Turboreaktivnyi dvigatel TJ 100 S. Rukovodstvo po ekspluatatsii i obsluzhivaniuu [Turbojet Engine TJ 100 S. Operation and Maintenance Manual]. PBS Velka Bitesh, The Czech Republic, 2006. 68 p.
 4. Lomazov V.S., Kniazev F.N., Danilov M.A. et al. Malorazmernyi gazoturbinni dvigatel s regeneratsiei tepla. [Small-Sized Gas Turbine Engine with Heat Recovery]. Patent No. 2563079. 2014.
 5. Kays W.M., London A.L. Kompaktnye teploobmenniki [Compact Heat Exchangers]. Moscow: Energiia, 1967. 226 p.
 6. Tikhonov A.M. Regeneratsiia tepla v aviatsionnykh GTD [Heat Recovery in Aviation Gas Turbine Engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1977. 108 p.
 7. Danilov M.A., Popova T.V. et al. Metodika parametricheskogo proektirovaniia primenitelno k plastinchatomu teploobmenniku. Nauchnye perspektivy XXI veka. Dostizheniia i perspektivy novogo stoletiiia [Methods of Parametric Design Applied to a Plate Heat Exchanger. Scientific Prospects of the 21st Century. Achievements and Prospects of the New Century]. Proceedings of III MNPk 15–16 August 2014. Novosibirsk: International Scientific Institute “Educatio”, 2014. P. 111–113.
 8. Remchukov S.S., Danilov M.A., Chistov K.A. Avtomatizirovannoe proektirovanie i raschet plastinchatogo teploobmennika dlia malorazmernogo gazoturbinnogo dvigatelia [Automated Design and Calculation of a Plate Heat Exchanger for a Small Gas Turbine Engine]. Moscow: Moscow Aviation Institute Bulletin. 2018. Vol. 25. No. 3. P. 116–123.
 9. Ivchenko AI-9 – Auxiliary Power Unit. Wikipedia. The Free Encyclopedia. URL: http://en.wikipedia.org/wiki/Ivchenko_AI-9

Материалы получены редакцией 26.07.2019