

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

Кузьмичев В.С.* , Ткаченко А.Ю.** , Филинов Е.П.***

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

* e-mail: kuzm@ssau.ru

** e-mail: tau@ssau.ru

*** e-mail: filinov.evg@gmail.com

Представлены результаты исследования влияния размерности турбореактивных двигателей (ТРД) на оптимальные значения параметров его рабочего процесса (суммарной степени повышения давления и температуры газа перед турбиной) с учетом функциональных газодинамических и прочностных ограничений на параметры элементов газогенератора. Оптимизация параметров проведена в многокритериальной постановке с учетом функциональных ограничений. В качестве критериев выбраны суммарная масса силовой установки и топлива, потребного для полета летательного аппарата (ЛА) на заданную дальность, и удельный расход топлива на крейсерском режиме. Определены области оптимальных параметров рабочего процесса ТРД в диапазоне тяг от 0,1 до 100 кН. Показано, что при уменьшении размеров двигателя оптимальные значения параметров рабочего процесса уменьшаются, а области оптимальных параметров сужаются. Определены рациональные, по совокупности критериев, параметры рабочего процесса и конструктивные схемы турбокомпрессора ТРД в зависимости от тяги двигателя. Определена граница учёта малоразмерности.

Ключевые слова: проектирование, математическая модель, авиационный двигатель, конструктивная схема, оптимизация.

Введение

В настоящее время сфера применения малоразмерных газотурбинных двигателей непрерывно расширяется. Они применяются в качестве: приводов электрогенераторов, элементов автономных энергетических установок, элементов силовых установок беспилотных летательных аппаратов, например, самолетов-мишеней и крылатых ракет; используются в качестве вспомогательных силовых установок самолетов и во многих других областях [1].

Создание двигателей летательных аппаратов является длительным и крайне сложным процессом, который растягивается порой на восемь-десять лет. Один из начальных этапов создания двигателя — выбор параметров рабочего процесса и рациональных конструктивных схем турбокомпрессора в многокритериальной постановке задачи. Актуальность данного исследования заключается в определении количественного влияния размеров двигателя на оптимальные параметры рабочего процесса и конструктивные схемы авиационных газотурбинных двигателей и в выработке рекомендаций для

сокращения времени на формирование первоначального облика ТРД [2, 3].

Особенность рабочего процесса малоразмерных двигателей в том, что при уменьшении размерности двигателя возрастают потери в проточной части, обусловленные уменьшением числа Рейнольдса Re , ростом относительных радиальных и осевых зазоров в лопаточных машинах, относительным ростом толщины пограничного слоя. У малоразмерных турбомашин возрастают относительные значения толщин лопаток, радиусов входных и выходных кромок. Вышеперечисленное связано, с одной стороны, с уменьшением абсолютных размеров проточной части двигателя, а с другой — со способом изготовления, рабочими нагрузками и эксплуатационными особенностями. Главный результат влияния размерности — снижение КПД лопаточных машин [4, 5, 6].

Результаты и процесс оптимизации

Постановка задачи. В работе предлагается на основе численного моделирования провести опти-

мизацию параметров рабочего процесса линейки ТРД в широком диапазоне тяг от 0,1 до 100 кН в системе беспилотного летательного аппарата и оп-ределить области влияния малоразмерности.

Критерии оптимизации. Двигатель является подсистемой самолета, который, в свою очередь, занимает определённое место в транспортной системе и поэтому не может рассматриваться без взаимосвязи с подсистемами верхнего (самолет) и нижнего (узлы двигателя) уровней. В связи с этим необходимо учитывать то, что в общем случае система, состоящая из оптимальных подсистем, не обязательно будет оптимальной. Она должна оптимизироваться в целом как единый объект с заданным целевым назначением. При этом критерий оптимизации должен отражать показатель качества системы более высокого уровня, в нашем случае самолета.

В качестве критериев оптимизации выбраны:

1. **Суммарная масса силовой установки и топлива, потребного для полета на заданную дальность M_{cy+T} .** Снижение массы топлива и массы силовой установки при постоянной взлетной массе означает увеличение коммерческой нагрузки, а при заданной коммерческой нагрузке — уменьшение взлетной массы самолета. Поэтому масса силовой установки и топлива M_{cy+T} может быть принята в качестве критерия эффективности ЛА при оптимизации параметров ГТД.

2. **Удельный расход топлива ТРД $C_{уд}$ на крейсерском режиме полета.** В данной работе $C_{уд}$ используется вместо системного критерия затрат топлива на тонно-километр перевозимой полезной нагруз-

ки, так как при максимальной дальности полета оптимальные значения параметров двигателя по этим двум критериям практически равны. Кроме того, при таком подходе упрощается задача формирования гарантированной области компромиссов [4, 5].

Оптимизируемыми независимыми переменными являются параметры рабочего процесса: суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ и температура газа перед турбиной T_T^* . Оптимизация параметров проводилась для следующих конструктивных схем турбокомпрессора: центробежный компрессор + центростремительная турбина (ЦК + ЦТ), центробежный компрессор + осевая турбина (ЦК + ОТ), осецентробежный компрессор + осевая турбина (ОЦК + ОТ), осевой компрессор + осевая турбина (ОК + ОТ).

В ходе моделирования учитывались основные газодинамические и прочностные ограничения по параметрам лопаточных машин: на величины высот лопаток на выходе из компрессора $H_{pk,\kappa}$, на входе в турбину $H_{pk,T}$, окружной скорости на периферии рабочего колеса компрессора U_κ , степени понижения давления в турбине π_T , температуры газа перед турбиной на крейсерском и взлетном режимах T_T^* . При этом невозможность выполнения хотя бы одного ограничения указывает на необходимость перехода к другой конструктивной схеме двигателя. Основные исходные проектные данные по летательному аппарату и двигателю представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные исходные проектные данные

Параметр	Наименование	Значение
$P_{кр} / P_{взл}$	Соотношение тяг на крейсерском и взлетном режимах	0,5
H	Высота полета, км	0,8
M	Число Маха полета	0,85
$L\{п\}$	Дальность полета, км	2000
$\eta^* \{п.к.баз\}$	Базовое значение политропического КПД компрессора	0,86
$\eta^* \{т.баз\}$	Базовое значение КПД турбины	0,86
$H_{pk,\kappa} \text{ цб}$	Минимальная высота лопатки на выходе из центробежного компрессора, м	0,005
$H_{pk,\kappa} \text{ ос}$	Минимальная высота лопатки на выходе из осевого компрессора, м	0,01
$H_{pk,T} \text{ ос}$	Минимальная высота лопатки на входе в турбину, м	0,01
U_κ	Максимальная окружная скорость компрессора, м/с	600
$\pi_{T \text{ max}}$	Максимальная степень понижения давления в турбине	3
$T_{T \text{ max}}^*$	Максимальная температура газа перед турбиной, К	1300

На основе полученных результатов оптимизации определялись наиболее рациональные параметры и конструктивные схемы ТРД для различных диапазонов тяг, а также то, при каком значении тяги размер двигателя начинает оказывать значительное влияние на параметры его рабочего процесса.

Для нахождения области компромиссов по двум критериям формировались локально-оптимальные области по каждому критерию, соответствующие отклонениям критериев оптимизации от своих оптимумов на 2%. Такое отклонение принято после серии уточняющих расчетов, в которых это значение постепенно увеличивалось от 0.5% до 2% для гарантированного получения области компромиссов. Определялась область допустимых значений с учетом всех ограничений. Из полученной области выбиралось наиболее рациональное решение (точка в пространстве переменных). На рис. 1 выбранная точка обозначена крестом.

Подобным образом рассчитывались рациональные значения параметров для всех представителей множества линейки ТРД. При этом оптимизация осуществлялась в несколько этапов:

1. Предварительный расчет оптимальных параметров рабочего процесса для схемы двигателя с центробежным компрессором и осевой турбиной. Анализ полученных результатов и принятие решения о переходе на другую схему там, где не выпол-

нялось хотя бы одно из приведенных выше ограничений.

2. Уточнение схемы двигателей с учетом геометрических и прочностных ограничений, оптимизация параметров для выбранных схем. Выбор рациональных параметров рабочего процесса по критериям M_{cy+T} и $C_{уд}$ (табл. 2).

В качестве представителей множества линейки ТРД выбраны двигатели с тягой на взлетном (расчетном) режиме $P_{взл} = 0,1; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0; 1,4; 1,8; 2,0; 10; 25; 50; 75; 100$ кН.

Расчеты проводились в САЕ системе «АСТРА», разработанной на кафедре теории двигателей Самарского университета [7].

Один из результатов оптимизации параметров рабочего процесса ТРД при $P_{взл} = 1$ кН, соответствующих описанной постановке задачи, приведен на рис. 1.

На рис. 2 показано влияние размерности ТРД на области оптимальных параметров по критериям M_{cy+T} и $C_{уд}$.

Из приведенных рисунков можно сделать вывод, что для заданных условий полета и типа ЛА с уменьшением размерности двигателя области его оптимальных параметров постепенно сужаются.

В ходе расчетов и построения локально-оптимальных областей с учетом функциональных огра-

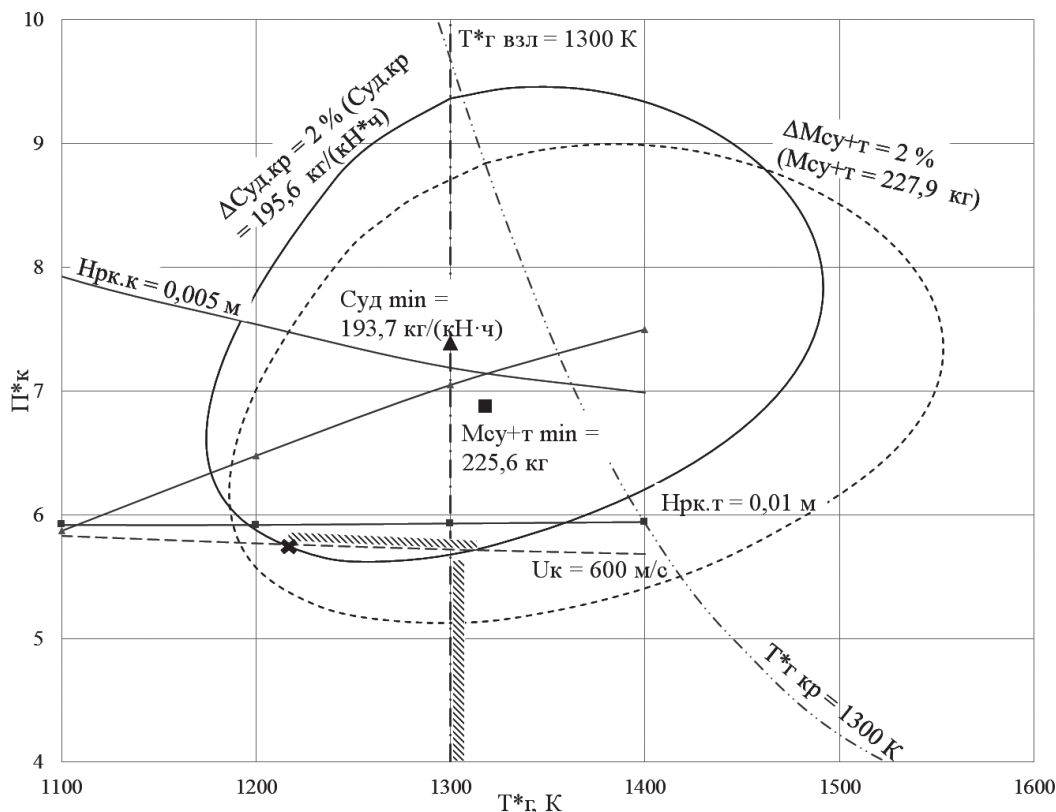


Рис. 1. Области оптимальных параметров ТРД для $P_{взл} = 1$ кН (ЦК + ОТ)

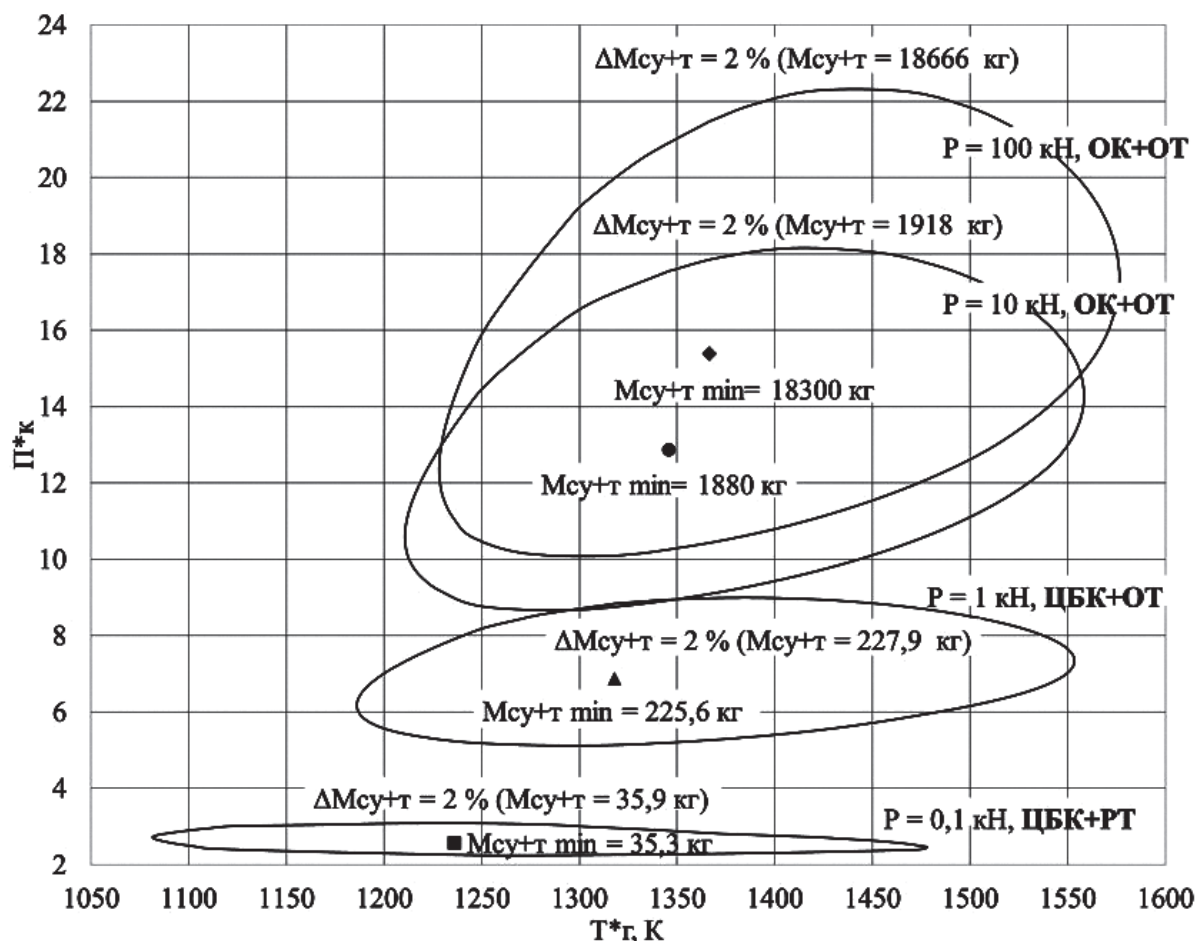


Рис. 2. Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров ТРД по критерию M_{cy+T}

Таблица 2

Результаты оптимизации линейки ГТД с тягой от 0.1 до 100 кН

P	$\pi_{к\Sigma}^*$	$T_{г0}^*$	$G_{в0}$	M_{cy+T}	$C_{уд.кр}$	$C_{уд0}$	Компрессор	Турбина
кН		К	кг/с	кг	кг/(кН·ч)	кг/(кН·ч)		
0,1	2,7	1160	0,24	35,5	295	173	цб	рос
1	5,8	1225	1,64	230	199	118	цб	ос
2	7,5	1275	3,03	418	181	108	осцб	ос
13,5	1325	13,8	1882	154	93,9	13,5	ос	ос
15,8	1335	34,3	4613	149	90,9	15,8	ос	ос
50	16,7	1345	68,2	9183	148	90,3	ос	ос
75	16,8	1347	102	13761	148	90,2	ос	ос
100	16,9	1350	136	18338	148	90,2	ос	ос

ничений были выбраны рациональные конструктивные схемы ТРД для следующих диапазонов тяг:

- от 0,1 до 0,7 кН — центробежный компрессор и центростремительная турбина;
- от 0,7 до 1,3 кН — центробежный компрессор и осевая турбина;
- от 1,3 до 7 кН — осецентробежный компрессор и осевая турбина;

- от 7 до 100 кН — осевой компрессор и осевая турбина.

По результатам оптимизации определена зависимость изменения рациональных параметров рабочего процесса (одновременно по двум критериям: M_{cy+T} и $C_{уд}$) $\pi_{к\Sigma}^*$ опт и $T_{г0}^*$ опт от тяги двигателя (рис. 3).

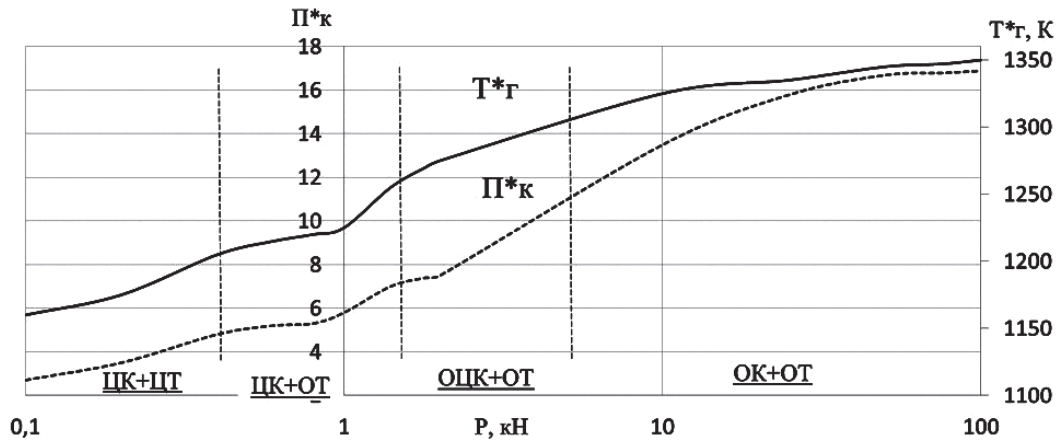


Рис. 3. Рациональные параметры и схемы ТРД по целевым функциям $C_{уд}$ и $M_{cy+г}$

Как видно из рис. 3, с уменьшением размерности двигателя оптимальные значения параметров рабочего процесса ТРД снижаются, особенно заметно это по степени повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$, а сами значения $\pi_{к\Sigma opt}^*$ уменьшаются в шесть раз при уменьшении тяги двигателя от 100 до 0,1 кН. При этом оптимальные значения температуры газа перед турбиной $T_{г opt}^*$ уменьшаются незначительно, на 10—15%. При уменьшении тяги с 50 до 25 кН оптимальное значение $\pi_{к\Sigma}^*$ снижается на 5%, а при уменьшении тяги с 25 до 10 кН $\pi_{к\Sigma}^*$ — на 15%. Отсюда можно сделать вывод, что влияние размерности на оптимальные параметры рабочего процесса становится особенно сильным при уменьшении тяги двигателя ниже 25 кН.

Выводы

В результате проведенных исследований выполнен анализ влияния размерности ГТД на эффективность осевых, осецентрибежных и центробежных компрессоров, осевых и радиально-осевых турбин.

Сформированы области компромиссов с учетом заданных ограничений, и выбраны для каждого представителя линейки ТРД наиболее рациональные параметры рабочего процесса, принадлежащие областям компромиссов.

Показано, что с уменьшением размерности двигателя области оптимальных параметров рабочего процесса существенно сужаются. При этом оптимальная степень повышения давления уменьшается в 6 раз, а температура газа перед турбиной — на 10—15% при уменьшении тяги двигателя от 100 до 0,1 кН.

Выбраны рациональные конструктивные схемы для разных диапазонов тяг.

Сделаны выводы, что влияние размерности на оптимальные параметры рабочего процесса становится особенно сильным при уменьшении тяги двигателя ниже 25 кН.

Перечисленные выше результаты могут быть использованы для концептуального проектирования ТРД и позволят сократить время на выбор наиболее рациональной конструктивной схемы и параметров рабочего процесса.

Продолжение работы заключается в проведении подобного исследования для двухконтурных турбореактивных двигателей с учетом динамического моделирования полетного цикла для разных типов летательных аппаратов.

Библиографический список

1. *Sehra A.K., Whitlow W.Jr.* Propulsion and power for 21st century aviation // Progress in Aerospace Sciences. 2004. Vol. 40. No. 4-5, pp. 199-235.
2. *Samson E.T.* Gas Turbine Plant Modeling for Dynamic Simulation: Master of Science Thesis. KTH School of Industrial Engineering and Management. Department of Energy Technology. Division of Heat and Power. Stockholm. 2011. — 68 p.
3. *Григорьев В.А., Загребельный А.О., Кузнецов С.П.* К вопросу оценки массы силовой установки в задаче оптимизации параметров рабочего процесса авиационного турбовинтового двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 103-106.
4. *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.
5. *Григорьев В.А., Зрелов В.А., Игнаткин Ю.М., Кузьмичев В.С., Пономарев Б.А., Шахматов Е.В.* Вертолет-

- ные газотурбинные двигатели. — М.: Машиностроение, 2007. — 491 с.
6. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С., Осипов И.В., Пономарев Б.А. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. — Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. — 202 с.
7. Epstein A.H. Millimeter-scale, Micro-Electro-Mechanical Systems Gas Turbine Engines // Proceedings of ASME Turbo Expo — 2003. 2003. Vol. 4, pp. 669-696.
8. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41518>

EFFECT OF TURBOJET ENGINE DIMENSIONALITY ON OPTIMAL WORKING PROCESS PARAMETERS SELECTION

Kuz'michev V.S. *, Tkachenko A.Yu. **, Filinov E.P. ***

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

* e-mail: kuzm@ssau.ru

** e-mail: tau@ssau.ru

*** e-mail: filinov.evg@gmail.com

Abstract

With turbojet engine thrust reduction, its small size begins affecting the effectiveness on its elements. Lower airflow rate results in blades size decrease and relative radial clearance increase. It affects the efficiency of axial turbo-machines. Due to this, radial and centrifugal turbo-machines become more effective at small thrust values. The main goal of this study consists in determining the most effective structural scheme of a turbojet engine for the thrust range from 0.1 kN to 100 kN. The problem was solved by performing the engine multi-criteria optimization employing ASTRA CAD, developed in Samara National Research University. The total weight of a power plant and fuel, as well as specific fuel consumption were selected as performance criteria. The optimized variables are the gas temperature prior to the turbine, and total pressure ratio. According to the optimization results the following inferences were drawn. With optimization of the engines with the thrust, lower than 25 kN, corrections on their small-size should be accounted for. With the engine thrust decrease, the optimal parameters of the working process are decreasing either, and the regions of compromises are contracting. The axial compressor is optimal for the thrust of 7 kN and higher, and with thrust decrease up to 1.3 kN, compressor of axial-centrifugal type becomes more appropriate. The axial turbine is effective up to 0.7 kN thrust value, and radial turbine is effective for small engines with lower thrust.

Keywords: design, mathematical model, aircraft engine, structural scheme, optimization.

References

1. Sehra A.K., Whitlow W.Jr. Propulsion and power for 21st century aviation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, vol. 40, no. 4-5, pp. 199-235.
2. Samson E.T. *Gas Turbine Plant Modeling for Dynamic Simulation: Master of Science Thesis*. KTH School of Industrial Engineering and Management. Department of Energy Technology. Division of Heat and Power. Stockholm, 2011, 68 p.
3. Grigor'ev V.A., Zagrebel'nyi A.O., Kuznetsov S.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 103-106.
4. Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
5. Grigor'ev V.A., Zrelov V.A., Ignatkin Yu.M., Kuz'michev V.S., Ponomarev B.A., Shakhmatov E.V. *Vertoletnye gazoturbinnye dvigateli* (Helicopter gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 2007, 491 p.
6. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S., Osipov I.V., Ponomarev B.A. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Parameters selection and thermodynamic analysis of aircraft gas turbine engines). Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2009, 202 p.
7. Epstein A.H. Millimeter-scale, Micro-Electro-Mechanical Systems Gas Turbine Engines. *Proceedings of ASME Turbo Expo - 2003*. 2003, vol. 4, pp. 669-696.
8. Kuz'michev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. *Trudy MAI*, 2013, no. 67, <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41518>