

ВЛИЯНИЕ ЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ САМОЛЁТА НА ОПТИМАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И СХЕМЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

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

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Самарский университет, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: tau@ssau.ru*

*** e-mail: kuzm@ssau.ru*

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

***** e-mail: avdeevsergeyvik@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 03.03.2020

Представлены результаты численного исследования влияния целевого назначения различных самолетов на оптимальные параметры рабочего процесса и конструктивные схемы малоразмерного турбореактивного двухконтурного двигателя (МТРДД). Рассмотрены следующие типы летательных аппаратов: лёгкий, административный и региональный самолёты. Оптимизация параметров и выбор наиболее рациональных схем МТРДД проводились при рассмотрении двигателя в системе летательного аппарата (ЛА), с учётом согласования характеристик планера и силовой установки при моделировании полёта самолета по заданной траектории. Оптимизация проводилась по совокупности критериев оценки двигателя в системе самолёта с учётом важнейших функциональных ограничений, влияющих на выбор схемы двигателя и его параметров. В качестве критериев эффективности газотурбинного двигателя (ГТД) использовались суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельные затраты топлива ЛА на тонна-километр. Получены и описаны закономерности влияния размерности двигателя, назначения летательного аппарата, дальности полёта на оптимальные параметры рабочего процесса и рациональные схемы турбокомпрессора МТРДД.

Ключевые слова: оптимизация параметров рабочего процесса, малоразмерный турбореактивный двигатель, влияние назначения самолета.

Введение

В условиях повышения требований к эффективности авиационных двигателей важное значение приобретают задачи оптимального проектирования летательных аппаратов и оптимизация параметров их силовых установок с ГТД. Одновременная оптимизация параметров силовой установки и летательного аппарата обеспечивает максимальную эффективность системы «двигатель – летательный аппарат», которую определяют по величине соответствующего критерия. Так, критерии эффективности дозвукового транспортного самолета, которые одновременно являются критериями оптимизации параметров двигателя, можно разделить на четыре группы: летно-технические, оптимизации по массе, энергетические и экономические. К летно-техническим критериям оценки самолёта относятся дальность полета, максимальные скорость и высота, скороподъемность,

взлётные и посадочные характеристики и т.п. [1, 2]. К критериям оптимизации по массе относятся суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, масса коммерческой нагрузки, взлетная масса самолета. К экономическим критериям относятся стоимость часа эксплуатации, себестоимость перевозок, стоимость жизненного цикла.

Оптимизации параметров рабочего процесса ГТД для больших самолетов всегда уделялось пристальное внимание при их концептуальном проектировании как в России, так и за рубежом [3–5]. Работ по оптимизации малоразмерных ГТД гораздо меньше. Среди них следует отметить работы В.А. Григорьева (Самарский университет), В.Д. Венедиктова (ЦИАМ), А.Е. Михайлова (УГАТУ), Ю.В. Зиненкова (ВВИА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина) [6]. Однако оптими-

зация параметров двигателя в этих работах проводилась в большинстве случаев в отрыве от схемы двигателя, что для малоразмерных двигателей вносит определенные погрешности, так как эффективность лопаточных машин существенно зависит от их типа и размера. Также на выбор параметров рабочего процесса влияют ряд функциональных ограничений, таких как допустимые высоты лопаток на выходе из компрессора, на входе в турбину, максимально допустимая величина температуры газа перед турбиной, окружные скорости на периферии лопаток вентилятора, компрессора и турбины и др. Учёт всего этого потребовал более детальной разработки методов и средств, позволяющих отыскивать наиболее рациональные параметры рабочего процесса и схемы турбокомпрессора двухконтурных турбореактивных двигателей одновременно.

Целью исследования является повышение эффективности авиационных малоразмерных ТРДД в системе самолёта заданного целевого назначения на основе оптимизации параметров рабочего процесса силовой установки и выбора наиболее рациональных схем турбокомпрессора.

Задача оптимизации параметров рабочего процесса МТРДД рассматривалась в следующей постановке. Для каждого из рассматриваемых самолётов задавалась масса коммерческой нагрузки (число пассажиров), дальность и траектория полёта. На основе согласования характеристик силовой установки и планера определялись необходимые величины тяг и расхода топлива, необходимые для полёта на заданную дальность. Для каждого самолёта рассмотрены несколько вариантов дальности полёта.

В качестве критериев эффективности ГТД использовались суммарная масса силовой уста-

новки и топлива, потребного на полёт M_{cy+T} , и удельные затраты топлива ЛА на тонна-километр $C_{т.км}$ [7, 8].

Суммарная масса силовой установки и топлива на ЛА, кг:

$$M_{cy+T} = M_{cy} + \bar{M}_{tc} \cdot M_{т.ЛА}, \quad (1)$$

где $M_{cy} = K_{cy} \cdot M_{дв} \cdot n_{дв}$ — масса силовой установки, кг;

$M_{т.ЛА} = P_{кр cy} \cdot C_{уд кр} \cdot (t_{п} + t_{нз}) \cdot n_{дв}$ — масса топлива, необходимого на полёт, кг;

\bar{M}_{tc} — коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА.

Затраты топлива ЛА, кг/(т·км):

$$C_{т.км} = \frac{M_{т.ЛА}}{M_{кн} \cdot L_{п} \cdot 10^{-3}}, \quad (2)$$

где $M_{т.ЛА}$ — расход топлива ЛА при полёте на расчётную дальность, кг;

$M_{кн}$ — масса коммерческой нагрузки ЛА, т;

$L_{п}$ — дальность полёта, км.

Исходные данные по рассматриваемым самолётам приведены в табл. 1, а по двигателям — в табл. 2.

Результаты исследований

В данной статье оптимизация и выбор рациональных схем малоразмерного ТРДД проводились в соответствии с алгоритмом, приведенным в работе [9]. На основе исходных данных была сформирована база данных возможных конструктивных схем турбокомпрессоров ГТД. Возможные конструктивные схемы определяются комбинаци-

Таблица 1

Основные исходные проектные данные по самолётам

Параметр	Наименование	Размерность	Значение		
			Лёгкий самолёт	Административный самолёт	Региональный самолёт
$M_{кн}$	Масса коммерческой нагрузки	кг	200	800	8000
H	Высота полёта	км	4	7	11
$M_{п}$	Число Маха полёта		0,5	0,6	0,8
$L_{п}$	Дальность полёта	км	500-1500	500-4000	1000-4000
$K_{пл}$	Аэродинамическое качество планера		15		
$n_{дв}$	Количество двигателей на ЛА		2		

Таблица 2

Основные исходные проектные данные по двигателю

Параметр	Наименование	Размерность	Значение
$\sigma_{вх}$	Коэффициент потерь полного давления во входном устройстве		0,99
$\eta^*_{п.кнд.баз}$	Политропический КПД компрессора низкого давления (КНД), базовое значение		0,91
$\eta^*_{п.кп.баз}$	Политропический КПД вентилятора, базовое значение		0,91
$\eta^*_{п.оквд.баз}$	Политропический КПД осевого компрессора высокого давления (КВД), базовое значение		0,9
$\eta^*_{п.цквд.баз}$	Политропический КПД центробежного компрессора высокого давления, базовое значение		0,88
σ_d	Коэффициент потерь полного давления в диффузоре		0,95
η_r	Коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания		0,98
$\sigma_{кс}$	Коэффициент потерь полного давления в камере сгорания		0,95
$\eta^*_{твд.баз}$	КПД турбины высокого давления (ТВД), базовый		0,9
$\eta_{м.вд}$	Механический КПД турбины высокого давления		0,98
$\eta^*_{тнд.баз}$	КПД турбины низкого давления (ТНД), базовый		0,92
η_m	Механический КПД		1
$\mu_{са}$	Коэффициент расхода соплового аппарата турбины		0,97
φ_c	Коэффициент скорости сопла		0,98
μ_c	Коэффициент расхода сопла		0,97
$n_{дв}$	Количество двигателей на ЛА		2
$K_{су}$	Коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки		1,5
$h_{рк.к.цб}$	Ограничение на высоту лопатки на выходе из центробежного компрессора	м	0,005
$h_{рк.к.ос}$	Ограничение на высоту лопатки на выходе из осевого компрессора	м	0,01
$h_{рк.т.ос}$	Ограничение на высоту лопатки на входе в турбину	м	0,01
U_k	Ограничение на величину окружной скорости компрессора	м/с	600
$\pi_{т max}$	Ограничение на величину степени понижения давления в турбине	-	3
$T_{г max}^*$	Ограничение на величину температуры газа перед турбиной	К	1300

ей схем узлов: компрессора – центробежный (ЦБК), осецентробежный (ОЦБК) и осевой (ОК); камера сгорания – прямоточная (ПМКС), противоточная (ПРКС); турбина – осевая (ОТ), радиально-осевая (РОТ).

На рис. 1 представлена одна из возможных схем малоразмерного ТРДД [10].

На основе моделирования полета самолета по заданной траектории проводится завязка силовой

установки (СУ) и планера и рассчитываются критерии оценки двигателя в системе ЛА. Для отыскания наиболее рационального решения по совокупности критериев использовался минимаксный принцип оптимальности.

Математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД по комплексу критериев оценки двигателя в системе самолета выглядит следующим образом:

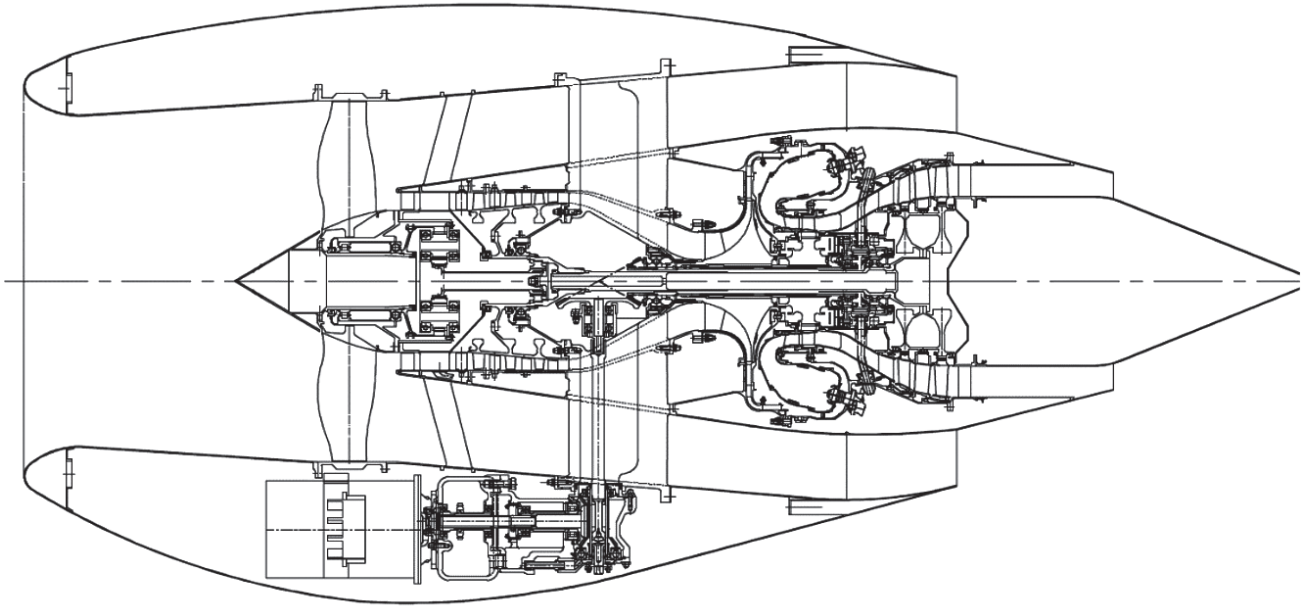


Рис. 1. Малоразмерный турбореактивный двухконтурный двигатель с осецентрибежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_s \left(\min_x \max_y \delta y_{ik}(X, p, S_k) \right) \leq a_j < x_j < b_j; \right. \\ \left. g(X, p, S_k) \leq 0 \right\}, \quad (3)$$

где $X = (\pi_{\kappa\Sigma}^*, T_{\Gamma}^*, m, \pi_{\text{вП}}^*, \dots, x_j)$ – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса, $j = \overline{1, l}$;

$Y_i = \{M_{\text{сy+т}}, C_{\text{ткм}}, \dots\}$ – множество критериев оптимизации, $i = \overline{1, n}$;

$S = \{S_1, S_2, \dots, S_k\}$ – множество вариантов конструктивных схем двигателя, $k = \overline{1, z}$;

a_j, b_j – ограничения на проектные (оптимизируемые) переменные;

$g(X, p, S_k) = \{h_{\text{квых}}, h_{\text{твх}}, \pi_{\text{т}}, T_{\Gamma \text{max}}^*, D_{\Gamma} \text{ и др.}\}$ – множество функциональных ограничений;

$p = \{\sigma_{\text{вх}}, \sigma_{\text{кс}}, \eta_{\text{кбаз}}^*, \eta_{\text{тбаз}}^*, \varphi_{\text{с}} \text{ и др.}\}$ – множество детерминированных исходных проектных данных;

$$\delta y_{ik}(X, p, S_k) = \rho_i \frac{Y(X)_{ik} - Y(X_{\text{opt}})_{ik}}{Y(X_{\text{opt}})_{ik}};$$

ρ_i – степень значимости i -го критерия, $\rho_i = \overline{1, 1}$.

Оптимизация параметров МТРДД в системе самолёта выполнялась в САЕ-системе «АСТРА» [11, 12].

В результате проведённых расчётов было получено множество возможных схем ГТД с оптимальными для каждой из них параметрами рабочего процесса, удовлетворяющих требованиям функциональных ограничений (см. табл. 2). Было выявлено, что у легкого и административного самолета для схемы двигателя с осевым компрессором, прямоточной камерой сгорания и осевой турбиной (ОК+ПМКС+ОТ) не выполняются ограничения по минимальной высоте лопаток последней ступени компрессора, а у легкого самолета для схемы двигателя с осецентрибежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной (ОЦБК+ПРКС+ОТ) не выполняются ограничения по минимальной высоте лопаток как компрессора, так и турбины [13–15].

Из оставшихся вариантов были выбраны схемы, при которых целевые функции имеют минимальные значения:

- легкий самолет ЦБК+ПРКС+ОТ;
- административный самолет ОЦБК+ПРКС+ОТ;
- региональный самолет ОК+ПМКС+ОТ.

Результаты оптимизации представлены в виде зависимостей оптимальных параметров рабочего процесса МТРДД от дальности полёта для рассматриваемых самолётов (рис. 2–5). На представленных графиках показаны результаты оптимизации по критериям суммарной массы силовой установки и топлива, по удельным затратам топлива

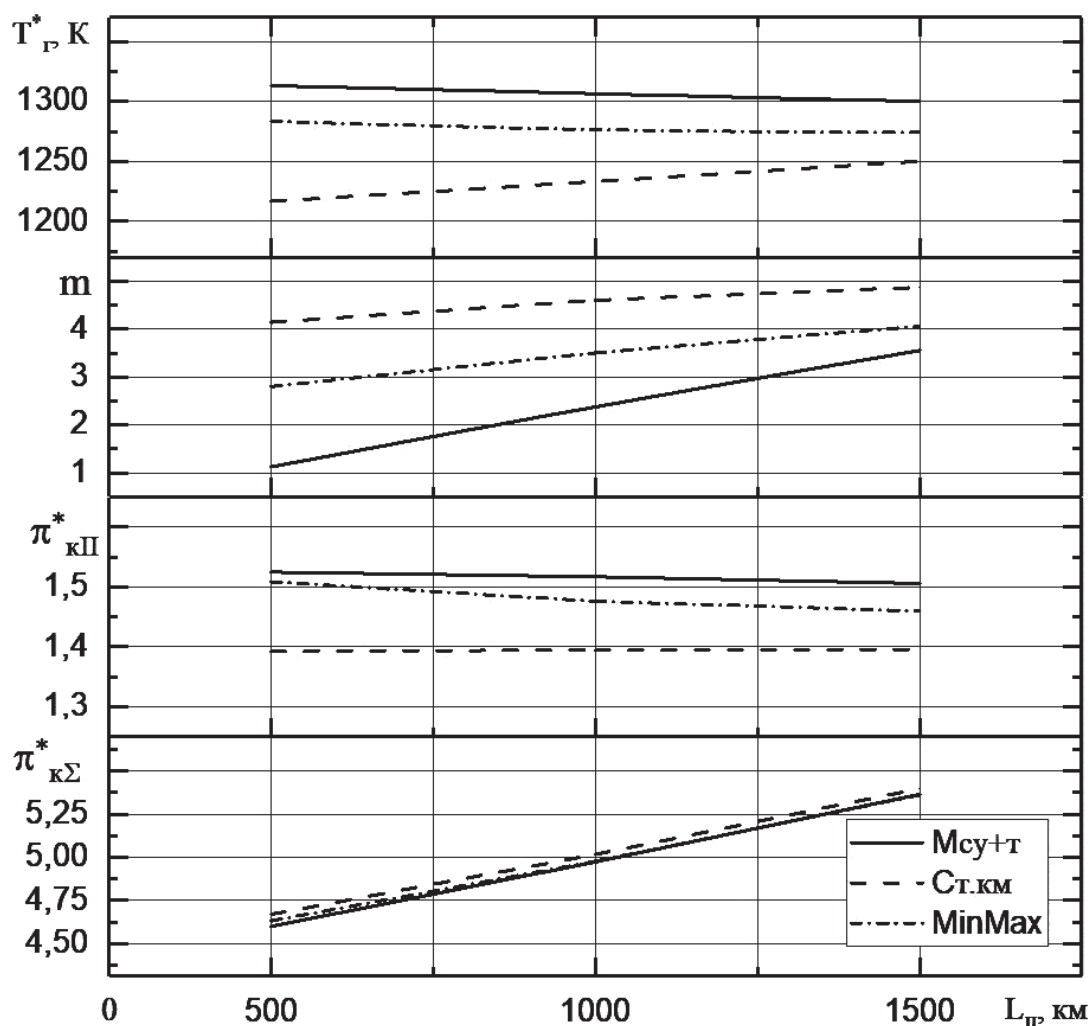


Рис. 2. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ЦБК + ПРКС+ОТ) лёгкого самолёта от дальности полёта

на тонна-километр, а также минимаксные решения по двум рассматриваемым критериям.

На основе полученных результатов можно сделать вывод о том, что для лёгких и административных самолётов оптимальные значения суммарной степени повышения давления по рассмотренным критериям $M_{су+г}$ и $C_{т.км}$ практически совпадают. Это объясняется тем, что для самолетов данного целевого назначения требуются малоразмерные ТРДД, для которых характерны весьма низкие оптимальные значения суммарной степени повышения давления. Минимизация же того или иного критерия эффективности при этом достигается в основном изменением степени двухконтурности и температуры газа перед турбиной.

Закономерности изменения основных параметров рабочего процесса соответствуют известным зависимостям [16]: топливная эффективность

достигается за счёт повышения степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления компрессора.

На рис. 5–7 представлены сравнительные результаты влияния целевого назначения самолета на оптимальные параметры его рабочего процесса по совокупности критериев оценки двигателя в системе ЛА.

Анализируя результаты оптимизации, можно сделать вывод, что с увеличением дальности полёта степень двухконтурности и суммарная степень повышения давления возрастают, степень повышения давления в вентиляторе уменьшается, а температура газа перед турбиной изменяется незначительно [16–22]. Например, степень двухконтурности административного самолёта с увеличением дальности полета от 500 до 4000 км возрастает с 3,2 до 6,7 — более чем в 2 раза, тог-

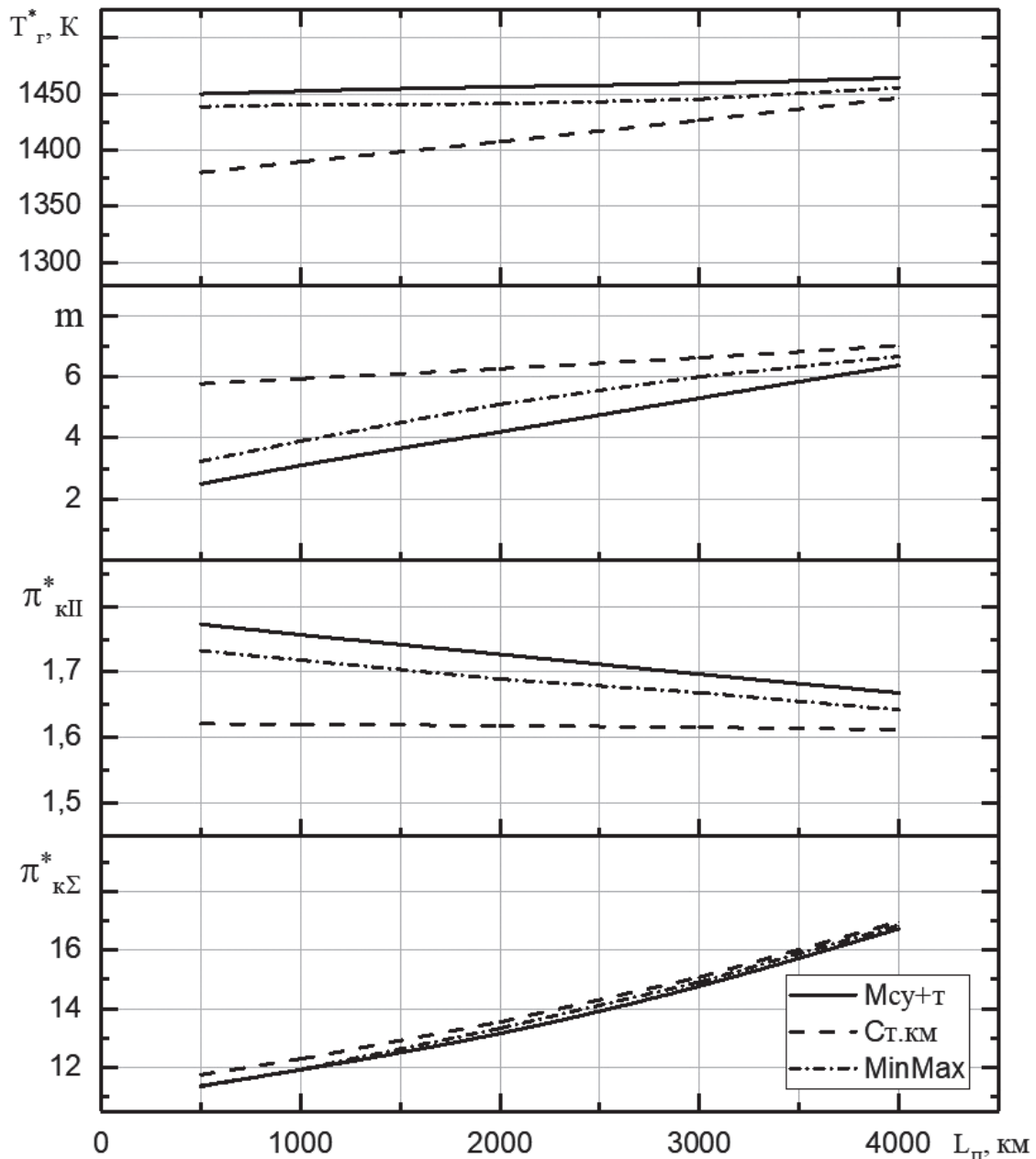


Рис. 3. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ОЦБК + ПРКС+ОТ) административного самолёта от дальности полёта

да как у регионального самолёта при увеличении дальности с 1000 до 4000 км степень двухконтурности увеличивается с 5,8 до 7,1— всего на 22%. Это говорит о том, что с увеличением размерности двигателя дальность полёта оказывает относительно меньшее влияние на его оптимальные параметры рабочего процесса. Из графиков также видно, что с увеличением дальности полёта для любой схемы двигателя оптимальные значения параметров по различным критериям эффективности стремятся к минимаксному решению.

Выводы

Данное исследование показало, что целевое назначение самолёта существенно влияет на оптимальные параметры рабочего процесса силовой установки с ТРДД. В свою очередь параметры рабочего процесса и размер двигателя определяют его наиболее рациональную конструктивную схему.

С целью обеспечения максимальной эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей необходимо одновременно проводить оптимизацию параметров их рабочего процесса и обосно-

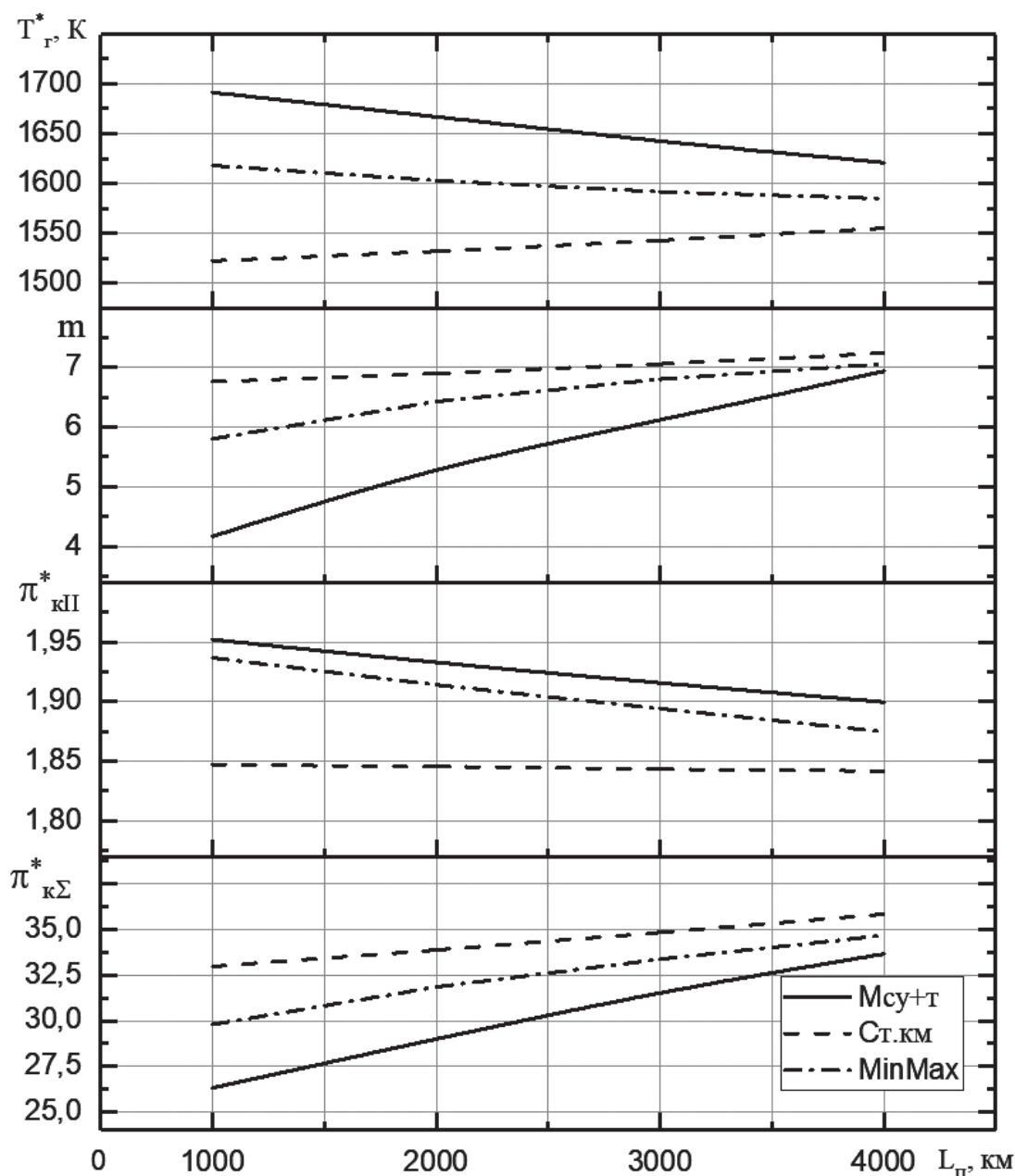


Рис. 4. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ОК +ПМКС+ ОТ) регионального самолёта от дальности полёта

ванный выбор наиболее рациональных конструктивных схем, причем делать это необходимо по критериям оценки двигателя в системе ЛА.

Установлено, что для лёгкого самолета наиболее рациональной является схема с центробежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной, для административного самолета – схема с осецентробежным компрессором, противоточной камерой сгорания и осевой турбиной, а для регионального самолета – схема с осевым компрессором, проточной камерой сгорания и осевой турбиной.

Получены закономерности влияния размерности, назначения летательного аппарата, дальности полёта на оптимальные параметры и рациональные схемы турбокомпрессора малоразмерных ТРДД. Показано, что с увеличением дальности полета оптимальные значения суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности возрастают, значения оптимальной температуры газа перед турбиной изменяются незначительно. Дальность полёта оказывает относительно меньшее влияние на параметры рабочего процесса с увеличением размерности ТРДД.

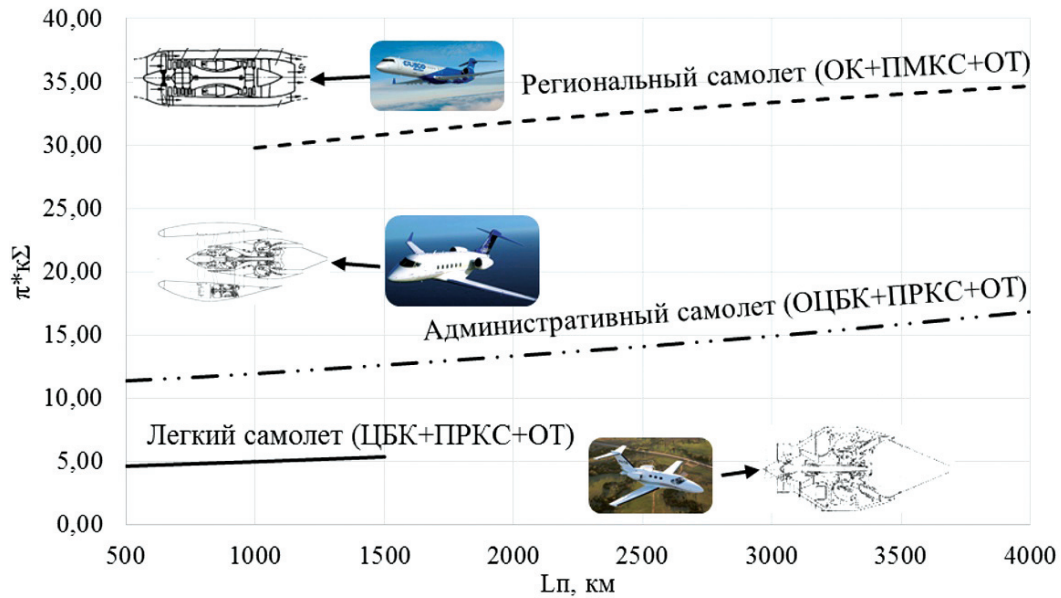


Рис. 5. Зависимость степени повышения давления от дальности полета для разных типов летательных аппаратов

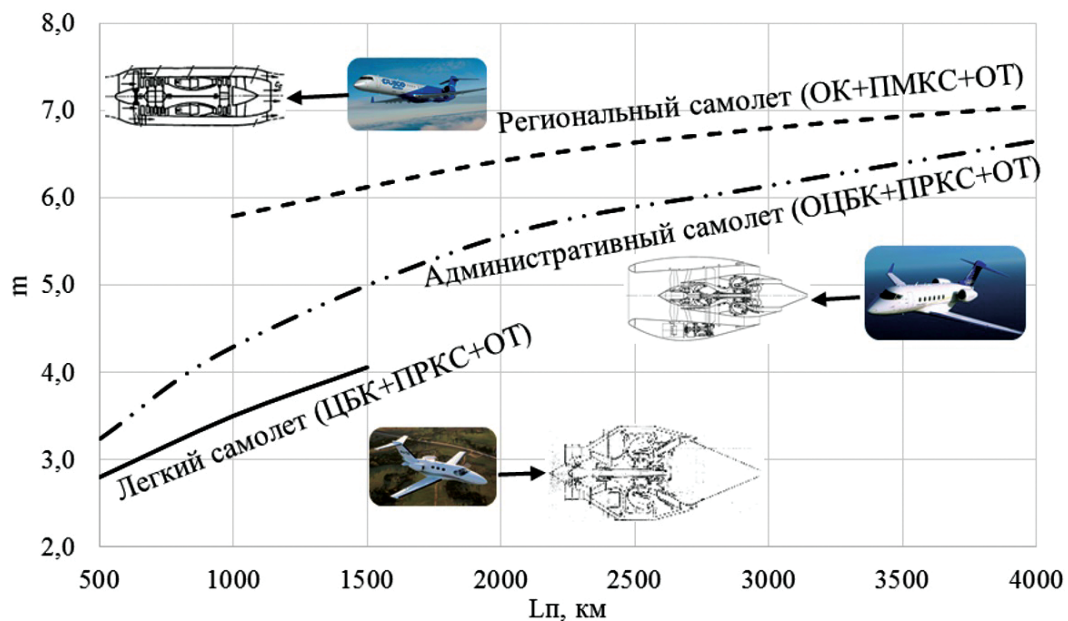


Рис. 6. Зависимость степени двухконтурности от дальности полета для разных типов летательных аппаратов

Полученные результаты оптимизации являются основой для создания базы данных рациональных параметров и схем малоразмерных ГТД различного типа и назначения.

Библиографический список

1. Григорьев В.А., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты авиационных газотурбинных двигателей: Учебное пособие. – 2-е изд., испр. и доп. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. — 202 с.
2. Кулагин В.В. (ред.) Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. для студентов вузов. В 3 кн. Кн. 3. Основные проблемы. Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД. — М.: Машиностроение, 2005. — 464 с.
3. Visser W.P.J. Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP. — Doctoral thesis. Technische Universiteit Delft, Faculty Aerospace

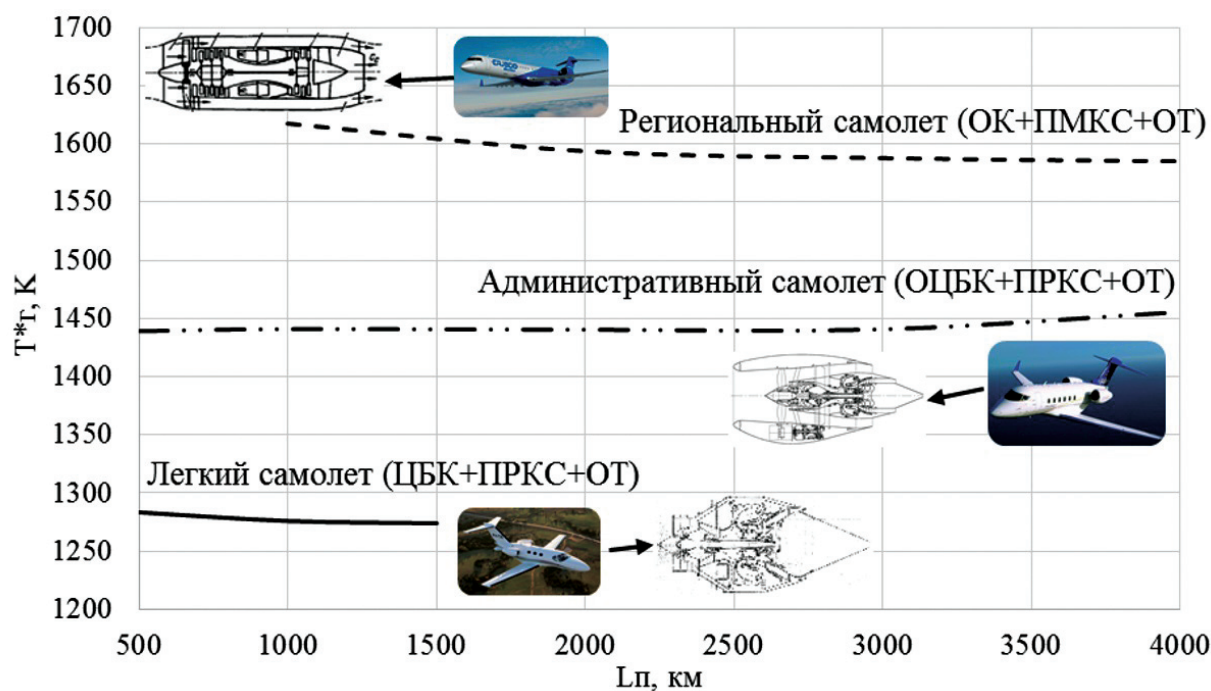


Рис. 7. Зависимость температуры газа перед турбиной от дальности полета для разных типов летательных аппаратов

- Engineering Department. 2015-01-06, 289 p. DOI: 10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbfa30cf63
4. Epstein A.H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines // ASME Turbo Expo "Power for Land, Sea, and Air" (16-19 June 2003, Atlanta, Georgia, USA). 2003. Vol. 4, pp. 669-696. GT-2003-38866. DOI: 10.1115/GT2003-38866
 5. Carlos S., Madhavan K., Gupta G., Keese D., Maheshwaraa U., Seepersad C. Development and application of a flexibility-based method for multi-scale design // 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (6-8 September 2006, Portsmouth, Virginia). AIAA 2006-7063. Vol. 3, pp. 1855-1870. DOI: 10.2514/6.2006-7063
 6. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Выбор оптимальной схемы и параметров ГТД для силовой установки беспилотного летательного аппарата // Актуальные проблемы российской космонавтики: Сборник тезисов докладов XL Академических чтений по космонавтике. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. С. 332–333.
 7. Кузьмичев 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.
 8. Маслов В.Г., Бочкарев С.К., Кузьмичёв В.С. Влияние целевого назначения летательных аппаратов на оптимальные параметры силовых установок с ГТД // Известия высших учебных заведений. 1976. № 4. С. 68-74.
 9. Ткаченко А.Ю., Филинов Е.П., Остаюк Я.А. Оптимизация параметров газотурбинного двигателя на этапе концептуального проектирования // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22. № 2(80). С. 64–72.
 10. Киричков М.А., Еланский А.В., Кравченко И.Ф. Создание семейства малоразмерных газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 10(107). С. 37-41.
 11. Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Кулагин В.В. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 5(36). С. 160-164.
 12. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Моделирование неустановившихся режимов работы газотурбинного двигателя в САЕ-системе «АСТРА» // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Сборник докладов Международной научно-технической конференции (25-27 июня 2014, Самара). — Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2014. Ч. 1. С. 240.
 13. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. — 4-е изд., испр. В 2 кн. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. — М.: Инновационное машиностроение, 2017. — 332 с.

14. Иванов В.В., Осипов И.Л. Метод выбора оптимального технического решения при проектировании ГТУ // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2007. № 1. С. 61-64.
15. Брусов В.С., Баранов С.К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. — М.: Машиностроение, 1989. — 232 с.
16. Румянцев С.В. Современный подход к автоматизированному проектированию двигателя в системе ЛА // Автоматизированное проектирование двигателей летательных аппаратов: Тематический сборник научных трудов института. — М.: Изд-во МАИ, 1979. С. 4-10.
17. Стечкин Б.С. Избранные труды. Теория тепловых двигателей / Под ред. Ю.С. Осипова. — М.: Физматлит, 2001. — 428 с.
18. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. — М.: Машиностроение, 1989. — 304 с.
19. Пархомов А.Л. Оптимизация параметров ВРД по экономичности // Труды ЦИАМ. № 446. — М.: ЦИАМ, 1968. — 32 с.
20. Гуревич О.С., Гольдберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. — М.: Машиностроение, 1993. — 304 с.
21. Маленков А.А. Выбор проектных решений при проектировании системы беспилотных летательных аппаратов в условиях многоцелевой неопределенности // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 7-15.
22. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 91-102.

AIRCRAFT TARGET PURPOSE IMPACT ON WORKING PROCESS OPTIMAL PARAMETERS AND POWER PLANT CONFIGURATION

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

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
Samara University, 34, Moskovskoe str., Samara, 443086, Russia*

* e-mail: tau@ssau.ru

** e-mail: kuzm@ssau.ru

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

**** e-mail: avdeevsergeyvik@gmail.com

Abstract

The presented article studied the aircraft target purpose impact on working process optimal parameters and structural schemes of small-sized gas turbine engines (GTE).

The engine optimization was performed as a part of the aircraft system. Total weight of the fuel and power plant and the fuel, required for flight, as well as specific fuel consumption of the aircraft per ton-kilometer were being used as functions of the GTE efficiency. The aircraft of light, administrative and regional types was considered. Commercial loading weight (the number of passengers), flight range and trajectory were set for each of the aircraft under consideration.

The database of possible structural schemes of the engines was formed based on the initial data. Further, the engine evaluation criteria in the aircraft system were being computed. Minimax method of optimization was employed for rational solution obtaining. With this, functional limitations for the engine of each scheme

were accounted for while optimization. Optimization of small-sized gas turbine engine in the aircraft system was performed with "ASTRA" CAE system.

The optimization results are presented in the form of dependencies of optimal of working process parameters of a small-size GTE on flight range for the aircraft under consideration. The studies revealed that with the flight range increase, the degree of bypass ratio and total degree of pressure ratio increased, the degree of pressure ratio in the fan decreased, and the gas temperature prior to the turbine changes insignificantly. It was found that with the engine size increase, the flight range exerted relatively slight impact on the working process optimal parameters. With the flight range increase, optimal parameters values by various criteria tend to minimax solution for any engine scheme.

The presented study demonstrated that the target purpose of the aircraft significantly affects the optimal parameters of the the power plant working process with the small-size GTE. In return, the working process

parameters and the engine size determine its most rational design scheme.

Keywords: working process parameters optimization, small-size turbojet engine, aircraft target purpose impact.

References

1. Grigor'ev V.A., Kuz'michev V.S. et al. *Vybor parametrov i termogazodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Parameter selection and thermo-gas-dynamic calculations of aircraft gas turbine engines), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2009, 202 p.
2. Kulagin V.V. (ed.) *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. V 3 kn. Kn. 3. Osnovnye problemy. Nachal'nyi uroven' proektirovaniya, gazodinamicheskaya dovodka, spetsial'nye kharakteristiki i konversiya aviatsionnykh GTD* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book 3. Main problems: initial design level, gas-dynamic adjustment, special characteristics and conversion of gas turbine engines), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 464 p.
3. Visser W.P.J. *Generic Analysis Methods for Gas Turbine Engine Performance: The development of the gas turbine simulation program GSP*. Doctoral thesis. Technische Universiteit Delft, Faculty Aerospace Engineering Department. 2015-01-06, 289 p. DOI: 10.4233/uuid:f95da308-e7ef-47de-abf2-aedbf30cf63
4. Epstein A.H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines. *ASME Turbo Expo "Power for Land, Sea, and Air" (16-19 June 2003, Atlanta, Georgia, USA)*, 2003, vol. 4, pp. 669-696. GT-2003-38866. DOI: 10.1115/GT2003-38866
5. Carlos S., Madhavan K., Gupta G., Keese D., Maheshwara U., Seepersad C. Development and application of a flexibility-based method for multi-scale design. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (6-8 September 2006, Portsmouth, Virginia)*. AIAA 2006-7063. Vol. 3, pp. 1855-1870. DOI: 10.2514/6.2006-7063
6. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V. *Materialy XL Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike "Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki"*, Moscow, MG TU im. N.E. Bauman, 2016, pp. 332-333.
7. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y., 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.
8. Maslov V.G., Bochkarev S.K., Kuz'michev V.S. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii*, 1976, no. 4, pp. 68-74.
9. Tkachenko A.Yu., Filinov E.P., Ostapyuk Ya.A. *Vestnik UGATU*, 2018, vol. 22, no. 2(80), pp. 64-72.
10. Kirichkov M.A., Elanskii A.V., Kravchenko I.F. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 10(107), pp. 37-41.
11. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., Kulagin V.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2012, no. 5(36), pp. 160-164.
12. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (25-27 June 2014, Samara) "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"*, Samara, Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 2014, part 1, p. 240.
13. Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. V 2 kn. Kn. 1. Osnovy teorii GTD. Rabochii protsess i termogazodinamicheskii analiz* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants. Book 1. Working process and thermo-gasdynamic analysis), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2017, 332 p.
14. Ivanov V.V., Osipov I.L. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2007, no. 1, pp. 61-64.
15. Brusov V.S., Baranov S.K. *Optimal'noe proektirovanie letatel'nykh apparatov. Mnogotsel'voi podkhod* (Optimal aircraft design: Multipurpose approach), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 232 p.
16. Rumyantsev S.V. *Tematicheskii sbornik nauchnykh trudov instituta "Avtomatizirovannoe proektirovanie dvigatelei letatel'nykh apparatov"*, Moscow, MAI, 1979, pp. 4-10.
17. Stechkin B.S. *Izbrannye trudy. Teoriya teplovykh dvigatelei* (Selected works. Theory of heat engines), Moscow, Fizmatlit, 2001, 428 p.
18. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* (Basics of aircraft and engine integration), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 304 p.
19. Parkhomov A.L. *Trudy TsIAM*, no. 446, Moscow, TsIAM, 1968, 32 p.
20. Gurevich O.S., Gol'dberg F.D., Selivanov O.D. *Integrirovannoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta* (Integrated power plant control of multi-mode aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 304 p.
21. Malenkov A.A. Design solutions selection while developing a system of unmanned flying vehicles in conditions of multi-target uncertainty. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 7-15.
22. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Estimation of the effectiveness of a power plant for a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 91-102.