

УДК 621.45.01: 004.942

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ВЫБОР СХЕМ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ САМОЛЕТОВ

А. Ю. ТКАЧЕНКО¹, Е. П. ФИЛИНОВ², В. С. КУЗЬМИЧЕВ³

¹tau@ssau.ru, ²filinov@ssau.ru, ³kuzm@ssau.ru

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева»
(Самарский университет)

Поступила в редакцию 01.12.2020

Аннотация. Поставлена задача и определены исходные данные для оптимизации малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД). Приведены результаты оптимизации параметров рабочего процесса и выбора рациональной схемы малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей для легких, административных и региональных самолетов гражданского назначения. Выполнена оценка достоверности разработанного метода, а также написаны выводы по работе и намечен путь дальнейшего развития рассмотренной темы.

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель; концептуальное проектирование; оптимизация; рабочий процесс; математическое моделирование; методы оптимизации; легкий самолет.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработка малоразмерных газотурбинных двигателей является актуальной задачей. Они применяются в качестве: элементов силовых установок небольших самолетов, беспилотных летательных аппаратов, например, самолетов-мишеней и крылатых ракет, приводов электрогенераторов, элементов автономных энергетических установок, вспомогательных силовых установок самолетов и во многих других областях [1–4]. В тоже время создание двигателей летательных аппаратов является длительным и крайне сложным процессом, который растягивается на многие годы. Одним из важных этапов создания двигателя, определяющих на 70–80 % будущность всего проекта, является выбор параметров рабочего процесса и рациональных конструктивных схем турбокомпрессора [5–7]. Именно на этом этапе формируется концепция и первоначальный облик двигателя.

В данной работе приведены результаты оптимизации параметров рабочего процесса и выбора рациональных схемы малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) для легких, административных и региональных самолетов гражданского назначения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Постановка задачи оптимизации и выбора рациональных параметров малоразмерных двухконтурных турбореактивных двигателей формулируется следующим образом.

На основе методов численного моделирования провести оптимизацию параметров рабочего процесса малоразмерных ТРДД в системе легкого, административного и регионального самолета по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет ($M_{су+т}$), и удельные затраты топлива ЛА на тонна-

километр ($C_{Т.км}$). В данном исследовании задавалась масса коммерческой нагрузки и дальность полета (несколько вариантов от минимальной до максимальной) и, исходя из этого, подбиралась потребная тяга двигателя для каждого самолета [8].

На основе этих результатов необходимо выработать рекомендации по выбору наиболее рациональных параметров рабочего процесса и схемы каждого из двигателей линейки.

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

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

где:

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

$Y_i = \{M_{сy+г}, C_{Ткм}(C_{уд}) \dots\}$ – 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;

$g (X, p, S_k) = \{h_{квых}, h_{твх}, \pi_{т}, T_{гmax}, D_{г}$ и др.} – множество функциональных ограничений;

$p = \{\sigma_{вх}, \sigma_{кс}, \eta_{к баз}^*, \eta_{т баз}^*, \Phi_c$ и др.} – множество детерминированных исходных проектных данных.

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

ρ_i – степень значимости i -го критерия ($\rho_i = \overline{0, 1}$).

Для ТРДД в общем случае количество оптимизируемых переменных – четыре ($\pi_{к\Sigma}^*, T_{г}^*, m, \pi_{вП}^*$), область оптимальных параметров в этом случае представляет собой гиперпространство. Для отыскания наилучшего решения по совокупности критериев используется минимаксный принцип оптимальности (принцип гарантированного результата).

Для реализации поставленной задачи была разработана компьютерная математическая модель ТРДД и верифицирована на примере двух двигателей: большом Д-30КУ-154, и на малоразмерном DGEN-380 (рис. 1) производства фирмы Price Induction. Для учета влияния малоразмерности в модель ТРДД были добавлены соответствующие поправки, учитывающие влияние размеров различных типов компрессоров и турбин на их КПД, а также камеры сгорания.

Основные исходные проектные данные по летательному аппарату представлены в табл. 1.

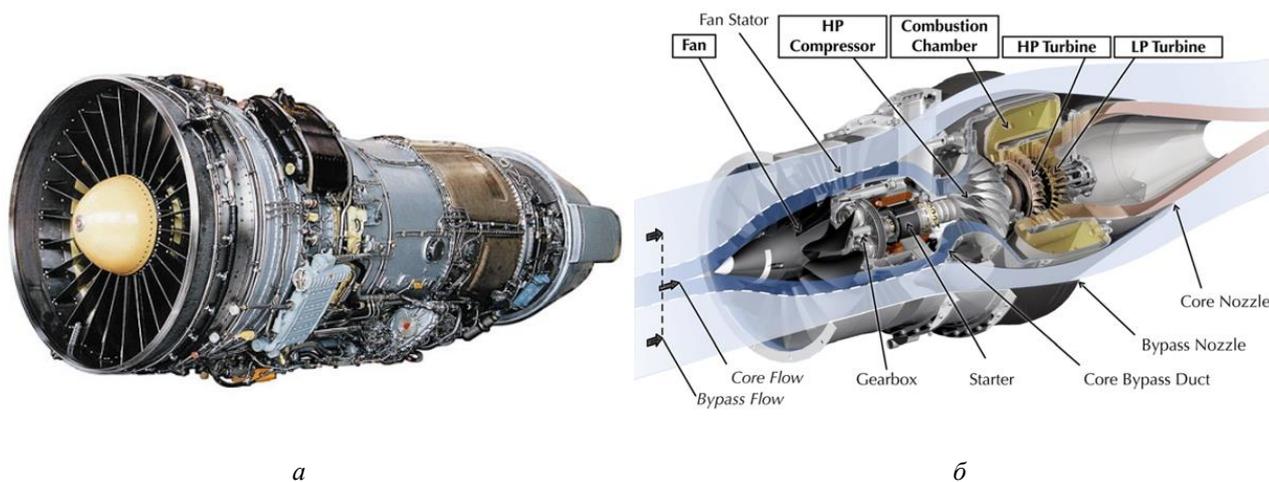


Рис. 1. ТРДД Д-30КУ(а) и DGEN-380 (б)

Основные исходные проектные данные по самолетам

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

СРЕДСТВА СПЕЦИФИКАЦИИ ИСТОЧНИКОВ ДАННЫХ

Оптимизация параметров рабочего процесса ТРДД проводилась для каждой из сформированного множества схем двигателей вначале по каждому из рассматриваемых критериев оценки двигателя в системе самолета, а затем отыскивалось минимаксное решение для совокупности критериев. Множество схем двигателя порождалось множеством типов компрессора (осевой, центробежных, осецентрибежный), турбин (осевая, радиально-осевая), камер сгорания (прямоточная, противоточная).

Расчеты проведены для легких, административных и региональных самолетов при разной дальности полета от 500 до 4000 км. Далее для каждого самолета выбиралась схема, удовлетворяющая всем заданным ограничениям и имеющая наилучшие показатели эффективности. На рис. 2 можно видеть, что для легкого самолета наиболее целесообразна схема с центробежным компрессором и осевой турбиной, т.к. в осевом и осецентрибежном не выполняется ограничение по минимальной высоте лопатки компрессора.

В табл. 2 представлены результаты оптимизации параметров и схем малоразмерных ТРДД.

Не выполняется ограничение по минимальной высоте компрессора на выходе и турбины на входе

Тип ЛА	Легкий самолет (H=4 км, $M_{п}=0,5, M_{кн}=200$ кг)			Административный самолет (H=7 км, $M_{п}=0,6, M_{кн}=800$ кг)					Региональный самолет (H=11 км, $M_{п}=0,8, M_{кн}=8000$ кг)			
	$L_{п}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000
MinMax($C_{т.км}, M_{сy+т}$) - ОЦБ+ОТ												
$C_{т.км}$	0,473	0,474	0,512	0,286	0,264	0,299	0,358	0,452	0,186	0,200	0,231	0,280
$M_{сy+т}, T$	0,087	0,144	0,21	0,267	0,412	0,721	1,168	1,849	3,723	5,970	8,942	13,206
$h_{рк}, M$	0,0094	0,0099	0,0099	0,013	0,013	0,014	0,014	0,015	0,022	0,022	0,022	0,023
$\pi^*_{т}$	2,23	2,46	2,48	3,05	3,19	3,45	3,68	3,93	4,24	4,51	4,67	4,76
$h_{св}, M$	0,0096	0,00948	0,0091	0,0106	0,01029	0,01033	0,01055	0,01091	0,01966	0,02017	0,02128	0,02306
MinMax($C_{т.км}, M_{сy+т}$) - ОК+ОТ												
$C_{т.км}$	0,488	0,491	0,533	0,292	0,271	0,306	0,367	0,464	0,178	0,197	0,227	0,272
$M_{сy+т}, T$	0,089	0,148	0,219	0,269	0,416	0,735	1,194	1,892	3,912	5,909	8,805	12,911
$h_{рк}, M$	0,006	0,006	0,006	0,007	0,007	0,007	0,007	0,008	0,012	0,013	0,013	0,015
$\pi^*_{т}$	2,05	2,16	2,27	2,79	2,94	3,17	3,39	3,63	4,11	4,41	4,58	4,71
$h_{св}, M$	0,0110	0,0109	0,0110	0,0121	0,0118	0,0119	0,0121	0,0124	0,0202	0,0205	0,0214	0,0230
MinMax($C_{т.км}, M_{сy+т}$) - ЦБК+ОТ												
$C_{т.км}$	0,466	0,470	0,509	0,288	0,266	0,302	0,364	0,461	0,188	0,202	0,234	0,284
$M_{сy+т}, T$	0,086	0,143	0,210	0,267	0,415	0,727	1,18	1,88	3,73	6,00	9,02	13,36
$h_{рк}, M$	0,0089	0,0091	0,0092	0,0106	0,0104	0,0107	0,0111	0,0117	0,0207	0,0214	0,0228	0,0248
$\pi^*_{т}$	2,13	2,24	2,34	2,87	3,01	3,25	3,46	3,70	4,07	4,33	4,49	4,57
$h_{св}, M$	0,0100	0,0100	0,0101	0,01129	0,01102	0,01111	0,01136	0,01178	0,02062	0,02112	0,02229	0,02416

Рис. 2. Проверка выполнения ограничений

Таблица 2

Рациональные параметры и схемы МТРДД для различных самолетов в зависимости от дальности полета

Схема	Легкий самолет			Административный самолет					Региональный самолет			
	ЦК+ОТ			ОЦК+ОТ					ОК+ОТ			
Критерий эффективности – M_{cy+m}												
$L_{п}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{к\sigma}^*$	4,60	4,92	5,30	11,00	11,50	12,75	14,35	16,30	27,00	29,84	31,92	33,65
$\pi_{кп}^*$	1,50	1,53	1,51	1,00	1,76	1,73	1,70	1,67	1,95	1,95	1,92	1,90
m	1,13	2,80	3,56	0,1	3,3	4,9	5,7	6,4	4,171	5,819	6,493	6,939
$T_{г}^*$	1313	1301	1300	1469	1466	1460	1459	1459	1691	1653	1631	1621
M_{cy+m}	0,084	0,141	0,209	0,247	0,396	0,717	1,17	1,85	3,58	5,83	8,75	12,87
Критерий эффективности – $C_{т.км}$												
$L_{п}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{к\sigma}^*$	4,67	5,02	5,40	11,74	12,28	13,55	15,07	17,20	32,98	33,87	34,83	35,83
$\pi_{кп}^*$	1,39	1,39	1,40	1,62	1,62	1,62	1,62	1,61	1,85	1,85	1,84	1,84
m	4,1	4,6	4,9	5,77	5,93	6,26	6,62	7,00	6,8	6,90	7,06	7,24
$T_{г}^*$	1217	1246	1250	1380	1390	1407	1427	1447	1523	1532	1543	1555
$C_{т.км}$	0,454	0,465	0,506	0,265	0,263	0,297	0,357	0,451	0,178	0,195	0,225	0,271
Минимаксное решение – min max												
$L_{п}$	500	1000	1500	500	1000	2000	3000	4000	1000	2000	3000	4000
$\pi_{к\sigma}^*$	4,63	4,98	5,36	11,35	11,92	13,15	14,70	16,85	29,79	31,85	33,37	34,67
$\pi_{кп}^*$	1,51	1,48	1,46	1,73	1,72	1,68	1,66	1,64	1,94	1,91	1,89	1,87
m	2,8	3,5	4,1	3,24	4,74	5,57	6,15	6,66	5,8	6,43	6,81	7,06
$T_{г}^*$	1283	1265	1274	1439	1440	1432	1440	1456	1618	1594	1588	1585
$C_{т.км}$	0,466	0,470	0,509	0,286	0,268	0,299	0,358	0,452	0,184	0,197	0,227	0,272
M_{cy+m}	0,086	0,143	0,210	0,267	0,404	0,721	1,168	1,849	3,699	5,909	8,805	12,911

В качестве примера результаты оптимизации представлены в виде зависимостей оптимальных параметров рабочего процесса МТРДД от дальности полета для легкого самолета (рис. 3).

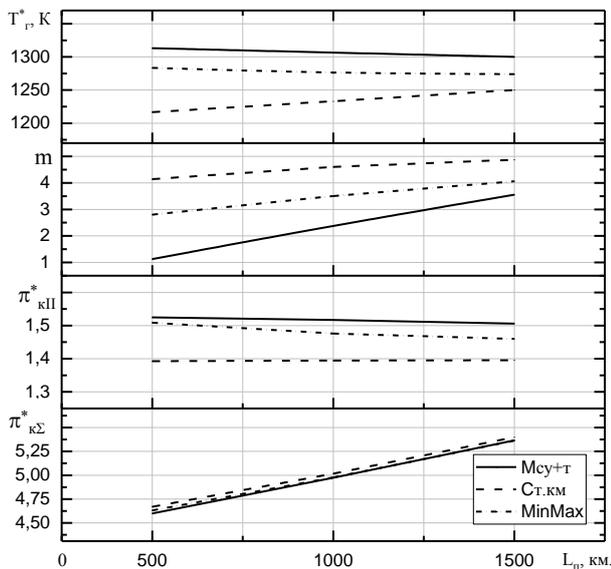


Рис. 3. Зависимость рациональных параметров МТРДД (ЦБК + ПРКС + ОТ) легкого самолета в зависимости от дальности полета

На представленном графике показаны результаты оптимизации по суммарной мас-

се силовой установки и топлива, по удельным затратам топлива на тонна-километр, а также минимаксные решения по двум рассматриваемым критериям.

В табл. 3 можно видеть итоговое минимаксное решение для каждого из самолетов.

Анализируя результаты оптимизации можно сделать вывод, что с увеличением дальности полета для каждого из рассматриваемых самолетов значения критериев оптимизации, а также степени двухконтурности и суммарной степени повышения давления возрастают, степень повышения давления в вентиляторе уменьшается, а температура газа перед турбиной изменяется незначительно. Например, степень двухконтурности административного самолета с увеличением дальности полета от 500 до 4000 км возрастает с 3,24 до 6,66 – более чем в 2 раза, тогда как у регионального самолета при увеличении дальности с 1000 до 4000 км увеличивается с 5,8 до 7,06, всего на 22 %. Это говорит о том, что с увеличением размерности двигателя дальность полета оказывает все меньшее влияние на его оптимальные параметры рабочего процесса.

Таблица 3

Рациональные параметры и схемы МТРДД для различных самолетов в зависимости от дальности полета

Примерный облик ЛА			
Данные по ЛА	Легкий самолет ($H = 4$ км, $M_{II} = 0,5$, $M_{кн} = 200$ кг)	Административный самолет ($H = 7$ км, $M_{II} = 0,6$, $M_{кн} = 800$ кг)	Региональный самолет ($H = 11$ км, $M_{II} = 0,8$, $M_{кн} = 8000$ кг)
$L_{п}$, км	500–1500 км	500–4000 км	1000–4000 км
$\pi^*_{к\epsilon}$	4,6–5,4	11,4–16,9	29,8–34,7
$\pi^*_{кI}$	1,51–1,46	1,73–1,64	1,97–1,87
m	2,8–4,1	3,2–6,7	5,8–7,1
$T^*_{г}$	1283–1274	1439–1456	1618–1585
$C_{т.км}$, кг/($T^*_{гкм}$)	0,47–0,51	0,29–0,45	0,18–0,27
$M_{су+т.п}$, Т	0,086–0,210	0,27–1,85	3,69–12,9
Схема	ЦБК+ОТ	ОЦБК+ОТ	ОК+ОТ

ОЦЕНКА ДОСТОВЕРНОСТИ РАЗРАБОТАННОГО МЕТОДА

Для оценки достоверности разработанного метода оптимизации и выбора рациональных параметров и конструктивных схем турбокомпрессора проведено сравнение результатов оптимизации параметров малоразмерных ТРДД с параметрами созданных двигателей.

Для этого была создана база данных по двигателям для административных самолетов и по ней уже выполнен анализ.

Оптимизация параметров проводилась при заданной температуре газа перед турбиной $T^*_{г}$ в диапазоне от 1200 К до 1500 К и заданной дальности полета 500 км и 4000 км. На рис. 4 нанесены линии оптимальных по критерию $M_{су+т}$ параметров, полученные по разработанному методу для указанных дальностей полета, а также точки, соответствующие параметрам созданных двигателей. Из рис. 4 видно, что по $\pi^*_{к\epsilon}$ в область оптимальных параметров по критерию $M_{су+т}$ попадают 8 из 13 двигателей, а по степени двухконтурности – 11 из 13 двигателей. Хорошая сходимость реальных и теоретических данных подтверждает достоверность разработанных методов и средств.

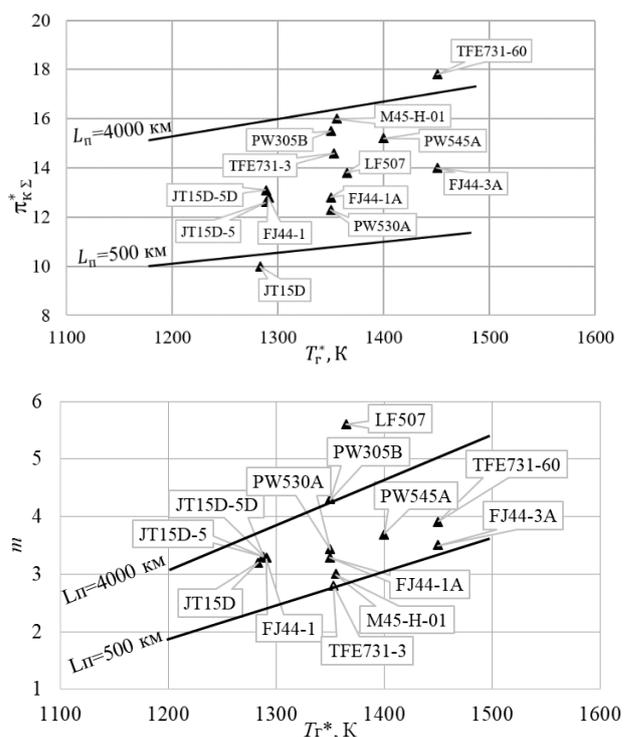


Рис. 4. Сопоставление расчетных оптимальных и фактических значений параметров ТРДД для административных самолетов

В заключительной части исследования было проведено апробирование разработанного метода на примере малоразмерного ТРДД. В качестве исследуемого двигателя был выбран двигатель DGEN 380 фирмы

Price Induction. По утверждению производителя он является самым маленьким гражданским ТРДД в мире, предназначен для 4-5 местных двухмоторных самолетов класса Personal Light Jets (легкие самолеты). По этому двигателю имеется достаточное количество данных, чтобы выполнить проектный расчет.

Апробирование проводилось следующим образом:

- формировалась модель проектного расчета DGEN 380 в САЕ-системе «АСТРА» с расчетом взлетного ($H = 0, M_{п} = 0$) и крейсерского режимов ($H = 7, M_{п} = 0,35$);

- определялись показатели эффективности двигателя DGEN 380 (затраты топлива на тонна-километр $C_{т.км}$ и суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет $M_{сy+т}$) в системе самолета Personal Light Jets;

- по разработанному методу проводилась оптимизация параметров рабочего процесса и выбор схемы для двух вариантов: без ограничений по температуре газа перед турбиной (при этом количество охлаждающего воздуха подбиралось в зависимости от $T_{г.маx}^*$), и с ограничением максимальной температуры на взлетном режиме в 1300 К для использования неохлаждаемых лопаток турбины в малоразмерном ГТД.

Анализируя полученные результаты по применению метода, можно сделать выводы, что оптимизация двигателя под заданный самолет позволила значительно улучшить показатели его эффективности, а именно: $C_{т.км}$ – на 11 %, $M_{сy+т}$ – на 23 %. Это объясняется в основном тем, что оптимальная температура газа перед турбиной на взлетном режиме на 22 % выше, чем у исходного варианта двигателя.

Однако, организация охлаждения турбин в малоразмерных двигателях имеет множество проблем, поэтому была проведена оптимизация параметров рабочего процесса ТРДД при ограничении температуры газа перед турбиной на взлетном режиме меньше 1300 К. Анализируя уточненные результаты можно сделать вывод, что даже ограничивая $T_{г}^*$ мы можем улучшить показатели эффективности двигателя, а именно: $C_{т.км}$ – на 3 %, $M_{сy+т}$ – на 12 %.

Таким образом, можно констатировать, что разработанный метод оптимизации и выбора параметров малоразмерных ТРД и ТРДД позволяет находить эффективные проектные решения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненная работа входит в состав программы разработки новой методологии оптимального проектирования малоразмерных газотурбинных двигателей на основе сквозного использования виртуальных прототипов и технологий быстрого прототипирования, которая реализуется в Самарском университете. Эффективность силовой установки с газотурбинным двигателем в существенной степени определяется рациональным выбором параметров рабочего процесса и конструктивной схемы на основе структурно-параметрической оптимизации. Использование результатов данной работы на этапе концептуального проектирования малоразмерных ТРДД позволит обеспечить поиск наиболее эффективных проектных решений по комплексу показателей оценки двигателя в системе ЛА. Эти результаты используются в дальнейшем в качестве исходных данных для детального проектирования и конструирования элементов и систем двигателя.

Дальнейшее развитие рассмотренной темы изучается в направлении повышения точности моделирования показателей эффективности системы на основе более детального моделирования полетного цикла летательного аппарата, для которого предназначается двигатель учета ограничений по уровню шума и эмиссии, а также использования моделей, учитывающих нестационарность переходных процессов. Кроме того, необходимы более точные модели учета влияния размерности на эффективность узлов малоразмерных ГТД, что можно сделать путем разработки и применения многоуровневых моделей турбомашин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Вертолетные** газотурбинные двигатели / В. А. Григорьев [и др.]. М.: Машиностроение, 2007. 491 с. [V. A. Grigoriev, et al., *Helicopter gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2007.]
2. **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. [A. K. Sehra, W. Jr. Whitlow, "Propulsion and power for 21st century aviation", in *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 40, no. 4-5, pp. 199-235, 2004.]

3. **Выбор** параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / В. А. Григорьев [и др.]. Самара: СГАУ, 2009. 202 с. [V. A. Grigoriev *et al.*, *Choice of parameters and thermogasdynamic calculations of aviation gas turbine engines*, (in Russian). Samara: SGAU, 2009.]

4. **Epstein A. H.** Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines // *Proc. of ASME Turbo Expo 2003*, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. Turbo Expo. 2003. Vol. 4. Pp. 669-696. [A. H. Epstein, "Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines", in *Proc. of ASME Turbo Expo 2003, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. Turbo Expo*, vol. 4, pp. 669-696, 2003.]

5. **Ahmadi P., Dincer I., Rosen M. A.** Thermodynamic modeling and multi-objective evolutionary-based optimization of a new multigeneration energy system // *Energy Conversion and Management*. 2013. Vol. 76. P. 282-300. [P. Ahmadi, I. Dincer and M. A. Rosen, "Thermodynamic modeling and multi-objective evolutionary-based optimization of a new multigeneration energy system", in *Energy Conversion and Management*, vol. 76, pp. 282-300, 2013.]

6. **Microturbines** and trigeneration: Optimization strategies and multiple engine configuration effects / S. Campanari [et al.] // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2004. Vol. 126, no. 1. Pp. 92-101. [S. Campanari, *et al.*, "Microturbines and trigeneration: Optimization strategies and multiple engine configuration effects", in *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 126, no. 1, pp. 92-101, 2004.]

7. **Ramakrishnan S., The K.-Y., Edwards C. F.** Identification of optimal architecture for efficient simple-cycle gas turbine engines // *Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. 2010. Vol. 6. Pp. 539-548. [S. Ramakrishnan, K.-Y. The and C. F. Edwards, "Identification of optimal architecture for efficient simple-cycle gas turbine engines", in *Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, vol. 6, pp. 539-548, 2010.]

8. **Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н.** Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2012. Т. 14, № 1 (2). С. 491-494. [V. S. Kuzmichev, A. Y. Tkachenko, V. N. Rybakov, "Aircraft flight simulation in the problems of the parameters optimization of the working process of gas turbine engines", (in Russian), in *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, vol. 14, no. 1 (2), pp. 491-494, 2012.]

ОБ АВТОРАХ

ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич, доц. каф. ТДЛА. Дипл. инж.-констр (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (СГАУ, 2009). Иссл. в обл. концептуального проектирования авиационных двигателей и энергетических установок, оптимизации параметров рабочего процесса и управления ГТД, автоматизированных систем термогазодинамического расчета и анализа ГТД.

ФИЛИНОВ Евгений Павлович, ст. преп. каф. ТДЛА. Дипл. инж.-констр (СГАУ, 2015). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам летательных аппаратов (Самарский университет, 2019). Иссл. в обл. проектирования малоразмерных газотурбинных двигателей на этапе концептуального проектирования.

КУЗЬМИЧЕВ Венедикт Степанович, проф. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2000). Иссл. в обл. разработки автоматизированных средств проектирования ГТД.

METADATA

Title: Optimization of operating process parameters and choice of schemes of small-sized two-circuit turbojet engines for various aircraft.

Authors: A. Yu. Tkachenko¹, E. P. Filinov², V. S. Kuzmichev³

Affiliation:

Samara National Research University (Samara University), Russia.

Email: ¹tau@ssau.ru, ²filinov@ssau.ru, ³kuzm@ssau.ru

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 25, no. 1 (91), pp. 58-64, 2021. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article poses a problem and defines the initial data for optimization of small-size by-pass turbojet engines. The results of optimization of the parameters of the working process and the choice of rational schemes of small-sized by-pass turbojet engines for light, administrative and regional civil aircraft are presented. An assessment of the reliability of the developed method was carried out, as well as conclusions on the work were written and a way for the further development of the considered topic was outlined.

Key words: small-sized gas turbine engine; conceptual design; optimization; the working process; mathematical modeling; optimization methods; light aircraft.

About authors:

ТКАЧЕНКО, Andrey Yurievich, Assoc. Prof., Dept. of theory of aircraft engines. Dipl. mechanical engineer for aircraft engine (SSAU, 2005). Cand. of Tech. Sci. (SSAU, 2009).

FILINOV, Evgeniy Pavlovich, Senior Lecturer, Dept. of theory of aircraft engines. Dipl. mechanical engineer for aircraft engine (SSAU, 2015). Cand. of Tech. Sci. (Samara University, 2019).

KUZMICHEV, Venedikt Stepanovich, Prof. of Dept. of theory of aircraft engines. Dr. of Tech. Sci. (SSAU, 2000).