

**ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СЕМЕЙСТВА
МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

А.Ю. Ткаченко
В.Н. Рыбаков
Е.П. Филинов
Я.А. Остапюк

tau@ssau.ru
victor.rybakov@gmail.com
filinov@ssau.ru
oya92@mail.ru

**Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, Российская Федерация**

Аннотация

Приведен метод выбора параметров рабочего процесса и выполнено термодинамическое проектирование малоразмерного газотурбинного двигателя, состоящего из малоразмерного турбореактивного двигателя и газотурбинной установки с приводом электрогенератора от свободной турбины, на базе унифицированного газогенератора. Выбор рациональных значений параметров рабочего процесса малоразмерного турбореактивного двигателя и газотурбинной установки выполнен в САЕ-системе АСТРА на основе нелинейной оптимизации этих параметров с учетом функциональных и параметрических ограничений. По результатам расчетов построены области локально-оптимальных параметров рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей и газотурбинной установки по критериям эффективности каждого двигателя — удельного расхода топлива и эффективного КПД. В полученной зоне компромиссов с учетом ограничений выбраны рациональные значения параметров унифицированного газогенератора, а именно: температура газа перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре. Получены количественные результаты ухудшения показателей эффективности семейства малоразмерных газотурбинных двигателей с унифицированным газогенератором по сравнению с двигателями с оптимальными газогенераторами. Опережающее создание унифицированного газогенератора позволяет уменьшить стоимость и сроки создания двигателей, обеспечить более высокую надежность и снизить себестоимость их производства

Ключевые слова

Малоразмерный газотурбинный двигатель, газотурбинная установка, семейство двигателей, унифицированный газогенератор, концептуальное проектирование, параметры рабочего процесса, нелинейная многокритериальная оптимизация

Поступила 07.05.2018
© Автор(ы), 2019

Введение. Разработка современного газотурбинного двигателя (ГТД) «с чистого листа» требует больших финансовых затрат и занимает от 7 до 15 лет. В условиях постоянно возрастающих требований по эффективности и конкуренции этот подход недопустим — двигатель получится технически устаревшим и неконкурентоспособным как по своим характеристикам, так и по стоимости.

Одним из решений этой проблемы является опережающее создание унифицированного газогенератора, на базе которого возможно создание семейства ГТД с широким спектром характеристик для применения на самолетостроительных и промышленных предприятиях. Это позволит сократить сроки выпуска новой техники, повысить ее надежность и снизить себестоимость.

Очевидно, что ГТД с унифицированным газогенератором по показателям эффективности будет несколько хуже оптимального ГТД, спроектированного под заданное целевое назначение с оптимальным газогенератором. При этом различия в характеристиках будет тем больше, чем шире области применения семейства спроектированных двигателей. Например, у турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с унифицированным газогенератором для дальне- и среднемагистральных самолетов расход топлива на перевозку на один километр одной тонны коммерческой нагрузки больше на 3,6 и 10,9 %, чем у оптимальных для этих самолетов аналогов [1]. При проектировании ТРДД, турбовинтового (ТВД) и турбовального (ТВаД) двигателей с использованием газогенератора ТРДД удельный расход топлива ТВД и ТВаД будет больше минимум на 5,6 и 23 % [2] по сравнению с оптимальными двигателями.

Особенностью проектирования двигателя, выполненного на базе унифицированного газогенератора, является необходимость учета гораздо большего числа ограничений. Ограничений будет тем больше, чем выше уровень унификации.

Согласно данным работы [3], унификация двигателей может быть многоуровневой и достигать 5-го уровня, при этом нулевой уровень — это уровень наименьшей унификации, а 4-й уровень — это двигатели, которые имеют общие компоновку, лопаточные машины одного масштаба с одинаковой аэродинамикой и конструкцией и изготовлены на одной производственной площади с применением одних и тех же оснасток и заготовок. Детали двигателя при 4-м уровне унификации имеют одинаковые каталожные номера.

Постановка задачи. В настоящей работе приведен пример поиска рациональных параметров рабочего процесса для малоразмерного тур-

бореактивного двигателя (МТРД) (рис. 1) с максимальной тягой в стендовых условиях в САУ $P_{пр} = 1,5$ кН и газотурбинной установки (ГТУ) для привода электрогенератора (рис. 2) мощностью $N_{ЭГ} = 250$ кВт на базе унифицированного газогенератора. Унификация газогенератора соответствует 3–4-му уровню, т. е. компрессоры и камеры сгорания идентичны, а турбины незначительно отличаются. Согласно классификации ГТД по размерам [4], к малоразмерным относятся двигатели с расходом воздуха через основной контур $G_{в0}$ от 1 до 10 кг/с, что соответствует приведенному по параметрам за компрессором расходу 0,25...1,5 кг/с.

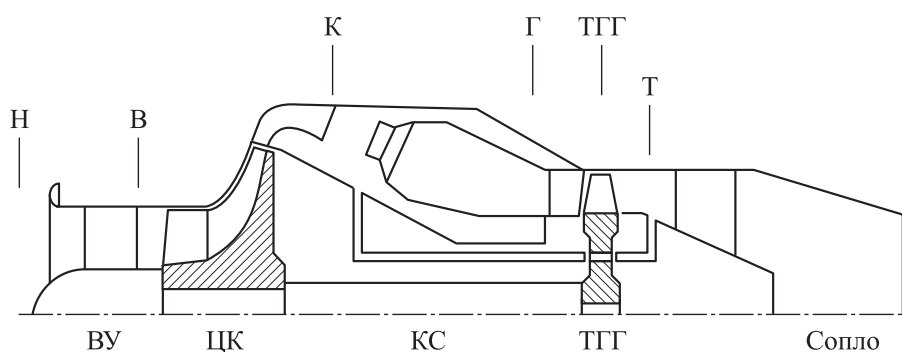


Рис. 1. Конструктивная схема МТРД:

Н — нагнетатель; В — вентилятор; К — компрессор; Г — газогенератор; Т — турбина;
ТГГ — турбина газогенератора; ВУ — входное устройство; ЦК — центробежный компрессор; КС — камера сгорания

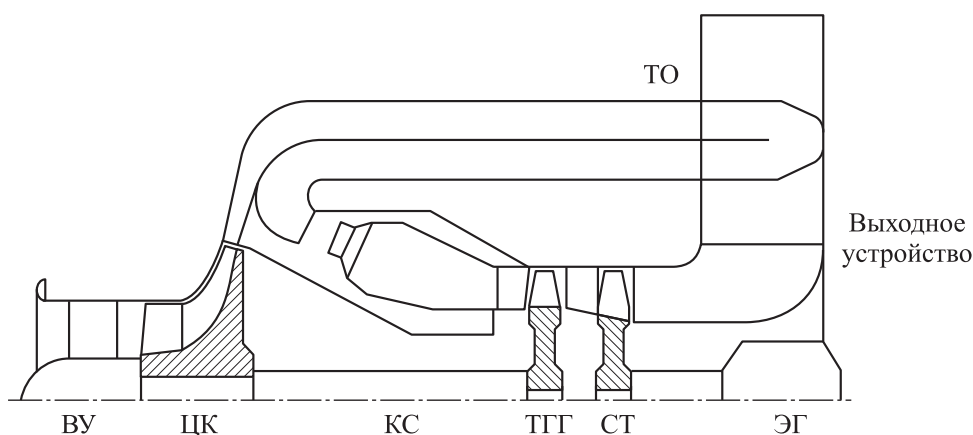


Рис. 2. Конструктивная схема ГТУ:

ТО — теплообменник; ВУ — входное устройство; ЦК — центробежный компрессор;
КС — камера сгорания; ТГГ — турбина газогенератора; СТ — силовая турбина;
ЭГ — электрогенератор

Выбранные параметры двигателя должны соответствовать схеме газогенератора с центробежным компрессором и осевой турбиной (ОТ). Турбина газогенератора должна быть неохлаждаемой (целевое назначение МТРД предусматривает наименьшую его стоимость, а следовательно, и упрощение конструкции двигателя).

Выбор наиболее рациональных параметров рабочего процесса двигателя является одной из важнейших задач концептуального проектирования ГТД. Обобщенная постановка задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора формулируется следующим образом [5]: необходимо определить рациональные значения параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора для семейства ГТД и параметры рабочего процесса каждого двигателя этого семейства. Искомые параметры должны обеспечивать максимально возможную эффективность проектируемых двигателей по совокупности критериев оценки двигателя в системе более высокого иерархического уровня, например летательного аппарата, при выполнении заданного множества функциональных и параметрических ограничений.

Рассматриваемая многокритериальная задача выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора математически может быть сформулирована следующим образом:

$$\Omega = \arg \left\{ \min_{X_j} \max_{Z_k} \left[\min_{X_l} \max_{Y_i} \delta Y_{jkl} \left| q_{jl} (X_j, X_l, b) \leq 0 \right. \right] \left. Q_j (X_j, b) \leq 0 \right\},$$

где $Y_i = \{C_{т.км}, M_{с.у+т}, a, C_{в}, \dots\}$ — множество критериев эффективности ГТД в системе летательного аппарата или другой системы, в которую входит двигатель ($C_{т.км}$ — затраты топлива на тонна-километр перевезенного груза, $M_{с.у+т}$ — суммарная масса силовой установки и топлива, a — себестоимость перевозок, $C_{в}$ — эффективный расход топлива); $X_l = (\pi_{вп}^*, m, \pi_{к.н.д}^*)$ — вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса двигателя ($\pi_{вп}^*$ — степень повышения давления в вентиляторе наружного контура, m — степень двухконтурности, $\pi_{к.н.д}^*$ — степень повышения давления в компрессоре низкого давления); $Z_k = \{\text{ТРДД}_1, \text{ТРДД}_2, \dots, \text{ГТУ}_1, \dots\}$ — множество двигателей семейства; $X_j = (\pi_{кг}^*, T_{г.пр.вгг}^*, G_{в.пр.вгг})$ — вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса газогенератора ($\pi_{кг}^*$ — степень повышения давления в компрессоре газогенератора, $T_{г.пр.вгг}^*$ — температура газа на входе в турбину, приведенная по параметрам в сечении на входе в газогенератор,

$G_{в.пр.вГГ}$ — расход воздуха через газогенератор, приведенный по параметрам в сечении на входе в газогенератор); $\delta Y_{jkli} = \frac{Y_{ki}^* - Y_{jkli}}{Y_{ki}^*} \rho_k \rho_i$ — нормированное значение критерия эффективности (Y_{ki}^* — значение критерия эффективности при оптимизации по частному критерию, ρ_k — коэффициент «весомости» двигателя в семействе, ρ_i — коэффициент «весомости» i -го критерия); $q_{jl}(X_j, X_l, b)$ — ограничения при оптимизации параметров двигателя; $Q_j(X_j, b)$ — ограничения при оптимизации параметров газогенератора; b (КПД узлов, коэффициенты потерь в узлах и т. д.) — вектор зависимых переменных и исходных данных.

При такой постановке решаются две вложенные задачи оптимизации: оптимизация и выбор рациональных параметров унифицированного газогенератора для всего семейства двигателей и оптимизация параметров каждого двигателя семейства при использовании заданного унифицированного газогенератора [6].

Алгоритм метода выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора. Решение задачи выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора состоит из следующих основных этапов.

1. Определение критериев эффективности Y_{ki}^* при оптимизации параметров рабочего процесса каждого двигателя из множества Z_k (включая параметры газогенератора) по каждому критерию эффективности из множества Y_i .

2. Определение критериев эффективности Y_{jkli} каждого двигателя из множества Z_k по каждому критерию эффективности из множества Y_i с параметрами рабочего процесса унифицированного газогенератора X_j и параметрами рабочего процесса двигателя (например, турбовентилятора для ТРДД) X_l .

3. Определение нормированного значения критериев эффективности δY_{jkli} .

4. Оптимизация параметров рабочего процесса унифицированного газогенератора X_j и параметров рабочего процесса двигателя X_l . Проверка ограничений q_{jl} и Q_j .

В общем виде алгоритм метода выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора приведен на рис. 3.



Рис. 3. Алгоритм метода выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора

Похожий способ моделирования семейства двигателей на базе унифицированного газогенератора применяется в [2]: на первом этапе проводится проектный расчет, а затем расчет каждого двигателя семейства с унифицированным газогенератором. Использование одной платформы в общем случае и газогенератора в частности рассмотрено также в работах [7–9]. В нашей постановке в общем случае, в отличие от [2], рациональное решение выбирается на основе оптимизации параметров и унифицированного газогенератора и двигателя семейства.

Выбор параметров рабочего процесса МТРД и ГТУ. Оптимизация и выбор рациональных значений параметров рабочего процесса МТРД и ГТУ были выполнены в САЕ-системе АСТРА [10]. Согласно методологии оптимального проектирования, критерий оптимизации должен отражать показатель качества системы более высокого уровня. В качестве критери-

ев оптимизации были выбраны: удельный расход топлива $C_{уд}$ как аналог системного критерия топливной эффективности (затраты топлива на тонну-километр перевозимой полезной нагрузки) — для МТРД; эффективный КПД η_e — для ГТУ. Оптимизируемыми проектными переменными в этом случае являются степень повышения давления в компрессоре π_k^* и температура газа перед турбиной T_T^* .

Исходные данные для проектирования семейства двигателей приведены в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные для проектирования МТРД и ГТУ

Параметр	Наименование	Значение	
		МТРД	ГТУ
Проектные значения коэффициентов потерь в узлах, отборов воздуха и др.			
$\sigma_{вх}$	Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве	0,99	
$\eta_{п.ЦК.баз}^*$	Базовое значение политропического КПД компрессора	0,87	
η_T	Коэффициент полноты сгорания топлива	0,98	
$\eta_{ТТГ.баз}^*$	Базовое значение КПД турбины газогенератора	0,90	
$\eta_{мТГ}$	Механический КПД турбины газогенератора	0,99	
$\sigma_{ТО}$	Коэффициент восстановления полного давления в канале теплообменника	–	0,95
$\theta_{рег}$	Степень регенерации теплоты в теплообменнике	–	0,85
$\eta_{СТ.баз}^*$	Базовое значение КПД свободной турбины	–	0,91
$\eta_{мСТ}$	Механический КПД свободной турбины	–	0,99
$\eta_{ЭГ}$	КПД электрогенератора	–	0,97
φ_c	Коэффициент скорости реактивного сопла	0,98	0,70
$g_{о.охл.ротТГ}$	Относительное значение отбора воздуха на охлаждение ротора газогенератора	0,02	
$\pi_{ср}$	Располагаемая степень понижения давления газа в канале сопла	–	1,03
$P_{пр}$	Максимальная тяга в стендовых условиях в САУ	1,5 кН	–
$N_{ЭГ}$	Мощность ГТУ для привода электрогенератора	–	250 кВт
Ограничения			
$\pi_{ТТГ}^*$	Степень понижения давления в турбине газогенератора	$\leq 3,0$	
T_T^*	Температура газа перед турбиной	≤ 1300 К	
G_B	Расход воздуха через двигатель	$\leq 2,5$ кг/с	

Ограничения $\pi_{ТГГ}^*$ и T_{Γ}^* введены для того, чтобы сделать турбину газогенератора одноступенчатой и неохлаждаемой. За счет ограничения G_B удерживается в необходимом диапазоне диаметральный размер двигателя.

Оптимизация параметров рабочего процесса МТРД и ГТУ проводится по двум критериям — $\min C_{уд}$ и $\max \eta_e$.

Формируются области локально-оптимальных параметров по каждому критерию, соответствующие отклонениям критериев оптимизации от своих оптимумов (на 5, 10 и 20 %):

$$X_i = \left\{ x \mid Y_i(x_i^{opt}, p) \leq Y_i(x, p) \leq (1 + \delta Y_i / \rho_i) Y_i(x_i^{opt}, p) \right\},$$

где $\delta Y_i = (Y_i(x, p) - Y_i(x_i^{opt}, p)) / Y_i(x_i^{opt}, p)$ — заданное относительное отклонение критерия оптимизации от оптимального значения (критериальный допуск); ρ_i — коэффициент, позволяющий учесть степень важности (значимости) i -го критерия ($0 < \rho_i \leq 1$); p — вектор исходных проектных данных.

Область компромиссов (рис. 4) определяется как пересечение областей локально-оптимальных параметров с учетом ограничений на проектные переменные и функциональных ограничений:

$$X_{\cap} = \cap X_i \mid q(x, p) \leq 0; a_j \leq x_j \leq b_j,$$

где a_j, b_j — ограничения на проектные переменные; $q(x, p) = \{T_{\Gamma}^*, \pi_{ТГГ}^*, G_B\}$ — множество функциональных ограничений.

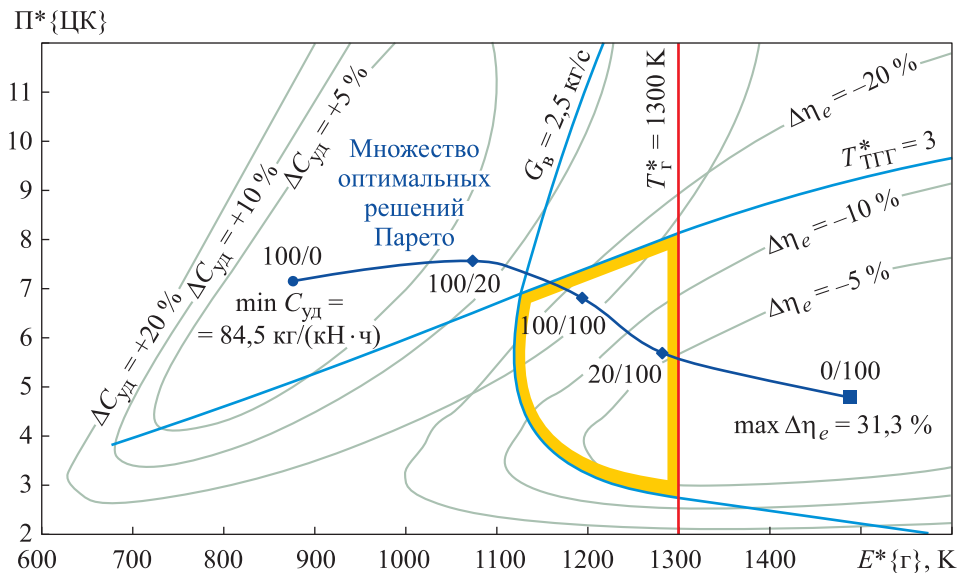


Рис. 4. Области оптимальных параметров МГТД и ГТУ

Из области компромиссов с учетом ограничений выбирается наиболее рациональное решение с минимальными значениями температуры газа и степени повышения давления в компрессоре $X_{\cap}^* X_{\cap}$ (точка РТ, рис. 5). Показано также множество Парето-оптимальных решений. Точка ОТ соответствует минимаксному принципу оптимальности.

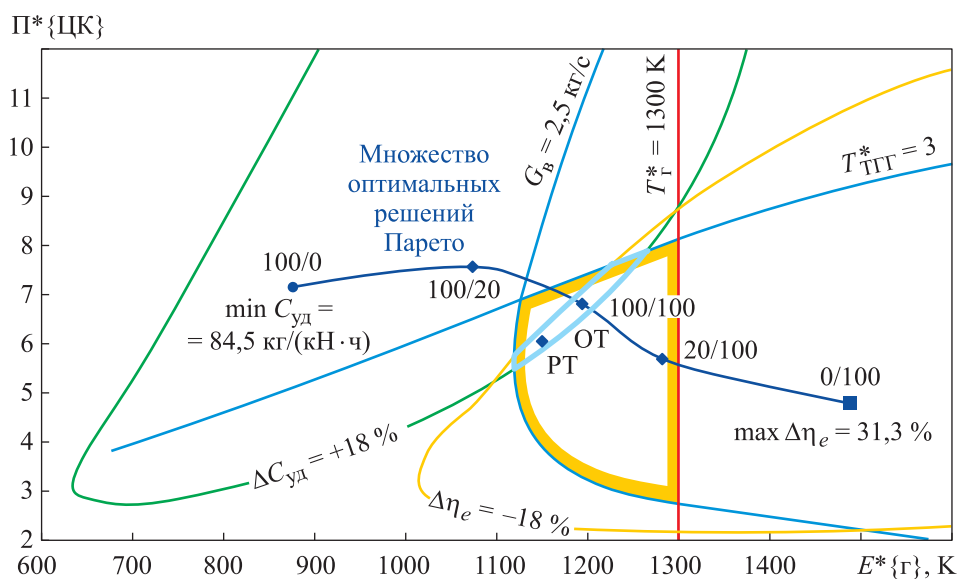


Рис. 5. Область рациональных параметров МГТД

В табл. 2 приведены результаты сравнения эффективности двигателей семейства с унифицированным газогенератором и с оптимальными для каждого двигателя газогенераторами.

Таблица 2

Показатели эффективности МТРД и ГТУ с унифицированным и оптимальным ГГ

Параметр	МТРД		ГТУ	
	Газогенератор			
	оптимальный	унифицированный	оптимальный	унифицированный
T_{Γ}^* , К	876	1150	1403	1057
π_k^*	7,1	6,0	3,9	6,0
$G_{в.пр.вГ}$, кг/с	4,1	2,42	1,9	2,42
η_e	–	–	0,31	0,26
$C_{уд}$, кг/(кН·ч)	84,5	100,0	–	–

Выводы. Предложен метод выбора рациональных параметров рабочего процесса семейства малоразмерных ГТД с унифицированным газогенератором, основанный на нелинейной многокритериальной оптимизации в условиях ограничений. Метод позволяет одновременно оптимизировать и параметры газогенератора и двигателя в целом. В качестве примера приведены результаты оптимизации и выбора параметров рабочего процесса малоразмерных ТРД и ГТУ. Полученные результаты показывают, что рациональные параметры рабочего процесса МТРД и ГТУ получились на 18 % хуже своих оптимальных вариантов. Однако опережающее создание унифицированного газогенератора позволяет снизить стоимость и сроки создания двигателей, обеспечить более высокую их надежность (за счет доводки базового газогенератора) и снизить себестоимость их производства. Представленный в работе метод выбора параметров рабочего процесса семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора позволяет решать более сложные задачи, такие как разработка семейства, состоящего из пяти двигателей: ТРД, ТРДД, ТРДД со сложным циклом, ГТД-СТ, ГТД-СТ с рекуперацией.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Rybakov V.N., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., et al. Thermodynamic multi-criteria optimization of the unified engine core for the line of turbofan engines. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2016, vol. 1, pp. V001T01A035. DOI: 10.1115/GT2016-57854
- [2] Hughes M.J., Perullo C., Mavris D.N. Common core engine design for multiple applications using a concurrent multi-design point approach. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-3443
- [3] Bradbrook S.J. Common solutions to commercial and military propulsion requirements. *24th Int. Cong. Aeronautical Sciences*, 2004.
- [4] Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Ostapyuk Ya.A., et al. Features of computer modeling of the working process of small-scale gas turbine engines. *Proc. ICMSC*, 2017, pp. 136–140. DOI: 10.1109/ICMSC.2017.7959458
- [5] Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Ткаченко А.Ю. и др. Постановка задачи оптимизации параметров ТРДД с выполненным газогенератором. *Вестник Самарск. гос. аэрокосм. ун-та*, 2012, № 5-1, с. 165–169.
- [6] Kuz'michev V.S., Rybakov V.N., Tkachenko A.Y., et al. Optimization of working process parameters of gas turbine engines line on the basis of unified engine core. *ARPN JEAS*, 2014, vol. 9, no. 10, pp. 1873–1878.
- [7] Simpson T.W., Seepersad C.C., Mistree F. Balancing commonality and performance within the concurrent design of multiple products in a product family. *CERA*, 2001, vol. 9, no. 3, pp. 177–190. DOI: 10.1106/T4H4-E0AT-P6XL-0U7H

[8] Fellini R., Kokkolaras M., Papalambros P.Y. Quantitative platform selection in optimal design of product families, with application to automotive engine design. *J. Eng. Des.*, 2006, vol. 17, no. 5, pp. 429–446. DOI: 10.1080/09544820500287797

[9] Sands J.S., Karl A.H. Modeling and simulation of common core gas turbine engine variant applications. *ASME Turbo Expo*, 2016, vol. 2C, pp. V02CT45A005. DOI: 10.1115/GT2016-56394

[10] Tkachenko A.Y., Kuz'michev V.S., Krupenich I.N., et al. Gas turbine engine optimization at conceptual designing. *ICMMR*, 2016. DOI: 10.1051/mateconf/20167701027

Ткаченко Андрей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34).

Рыбаков Виктор Николаевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34).

Филинов Евгений Павлович — аспирант кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34).

Остапюк Ярослав Анатольевич — аспирант кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Филинов Е.П. и др. Термодинамическое проектирование семейства малоразмерных газотурбинных двигателей. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 3, с. 41–53.

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-41-53

THERMODYNAMIC DESIGN OF A SMALL-SCALE GAS TURBINE ENGINE FAMILY

A.Yu. Tkachenko

tau@ssau.ru

V.N. Rybakov

viktor.rybakov@gmail.com

E.P. Filinov

filinov@ssau.ru

Ya.A. Ostapyuk

oya92@mail.ru

Samara National Research University, Samara, Russian Federation

Abstract

The paper presents a procedure for selecting work cycle parameters and describes thermodynamic design of a small-scale gas turbine engine family consisting of a small-scale gas turbine engine and a gas turbine plant comprising a free turbine driving a power generator, on the basis of a standardized gas generator. In order to select reasonable work cycle parameter values for the small-scale gas turbine engine and gas turbine plant we used a non-linear optimisation technique accounting for functional and parametric constraints as implemented in the ASTRA CAE software. Calculation results allowed us to plot the locally optimal work cycle parameter regions for the small-scale gas turbine engine and gas turbine plant according to the efficiency criteria for both engines, which are specific fuel consumption and net energy conversion efficiency. Taking the constraints into account, we selected reasonable values for the standardized gas generator parameters within the compromise region obtained, specifically the turbine inlet temperature and compressor pressure ratio. Our quantitative results show how the efficiency indices decline in the engine family featuring a standardized gas generator as compared to engines equipped with individually tailored gas generators. Designing a standardized gas generator in advance makes it possible to decrease engine development costs and time, ensure a higher reliability and a lower cost of production

Keywords

Small-scale gas turbine engine, gas turbine plant, engine family, standardized gas generator, conceptual design, work cycle parameters, non-linear multiple criteria optimization

Received 07.05.2018
© Author(s), 2019

REFERENCES

- [1] Rybakov V.N., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., et al. Thermodynamic multi-criteria optimization of the unified engine core for the line of turbofan engines. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2016, vol. 1, pp. V001T01A035. DOI: 10.1115/GT2016-57854
- [2] Hughes M.J., Perullo C., Mavris D.N. Common core engine design for multiple applications using a concurrent multi-design point approach. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2014. DOI: 10.2514/6.2014-3443
- [3] Bradbrook S.J. Common solutions to commercial and military propulsion requirements. *24th Int. Cong. Aeronautical Sciences*, 2004.
- [4] Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Ostapyuk Ya.A., et al. Features of computer modeling of the working process of small-scale gas turbine engines. *Proc. ICMSC*, 2017, pp. 136–140. DOI: 10.1109/ICMSC.2017.7959458

- [5] Kuz'michev V.S., Kulagin V.V., Tkachenko A.Yu., et al. Problem formulation of bypass engine parameters optimization with a preselected gas generator. *Vestnik Samarsk. gos. aerokosm. un-ta* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2012, no. 5-1, pp. 165–169 (in Russ.).
- [6] Kuz'michev V.S., Rybakov V.N., Tkachenko A.Y., et al. Optimization of working process parameters of gas turbine engines line on the basis of unified engine core. *ARPN JEAS*, 2014, vol. 9, no. 10, pp. 1873–1878.
- [7] Simpson T.W., Seepersad C.C., Mistree F. Balancing commonality and performance within the concurrent design of multiple products in a product family. *CERA*, 2001, vol. 9, no. 3, pp. 177–190. DOI: 10.1106/T4H4-E0AT-P6XL-0U7H
- [8] Fellini R., Kokkolaras M., Papalambros P.Y. Quantitative platform selection in optimal design of product families, with application to automotive engine design. *J. Eng. Des.*, 2006, vol. 17, no. 5, pp. 429–446. DOI: 10.1080/09544820500287797
- [9] Sands J.S., Karl A.H. Modeling and simulation of common core gas turbine engine variant applications. *ASME Turbo Expo*, 2016, vol. 2C, pp. V02CT45A005. DOI: 10.1115/GT2016-56394
- [10] Tkachenko A.Y., Kuz'michev V.S., Krupenich I.N., et al. Gas turbine engine optimization at conceptual designing. *ICMMR*, 2016. DOI: 10.1051/mateconf/20167701027

Tkachenko A.Yu. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Rybakov V.N. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Filinov E.P. — Post-Graduate Student, Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Ostapyuk Ya.A. — Post-Graduate Student, Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Filinov E.P., et al. Thermodynamic design of a small-scale gas turbine engine family. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 3, pp. 41–53 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-41-53