

УДК 621.45.01:004.942

## ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРНОСТИ ГТД НА ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ИХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ

В. С. Кузьмичев<sup>1</sup>, А. Ю. Ткаченко<sup>2</sup>, Е. П. Филинов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>kuzm@ssau.ru, <sup>2</sup>tau@ssau.ru, <sup>3</sup>filinov.evg@gmail.com,

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

Поступила в редакцию 08.12.2016

**Аннотация.** Представлено исследование влияния размерности ТРД на оптимальные значения параметров его рабочего процесса (суммарной степени повышения давления и температуры газа перед турбиной) и выбор конструктивной схемы двигателя. Оптимизация параметров проведена в многокритериальной постановке с учетом функциональных ограничений, в качестве критериев выбраны удельный расход топлива на крейсерском режиме и суммарная масса силовой установки и топлива, потребного для полета ЛА на заданную дальность. В качестве летательных аппаратов рассмотрены самолеты-мишени и крылатые ракеты. Определены области оптимальных параметров рабочего процесса малоразмерных ТРД в диапазоне тяг от 0,1 кН до 2 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 малоразмерных ТРД в зависимости от тяги двигателя и его целевого назначения.

**Ключевые слова:** проектирование, математическая модель, двигатель малоразмерный газотурбинный, параметры рабочего процесса, конструктивная схема, многокритериальная оптимизация.

### ВВЕДЕНИЕ

Малоразмерные ГТД имеют самую широкую сферу применения. Они используются как силовые установки легких самолетов, самолетов-мишеней, крылатых ракет, вертолетов, как вспомогательные силовые установки самолетов, как силовые наземных и водных транспортных средств, как приводы электрогенераторов, в качестве источников сжатого воздуха др. [1]. В перспективе малоразмерные двигатели рассматриваются в составе распределенных силовых установок самолетов [2].

Большинство малоразмерных, также, как и ГТД больших размеров, как тепловые машины работают по циклу Брайтона. Основными параметрами термодинамического цикла являются температура газа перед турбиной ( $T_T^*$ ), суммарная степень повышения давления ( $\pi_{\Sigma}^*$ ). Помимо указанных параметров цикла, рабочий процесс ГТД определяется параметрами, характеризующими термогазодинамическое совершенство узлов (потери полного давления во входном устройстве, КПД компрессора, полнота сгорания топлива, потери давления в ка-

мере сгорания, КПД турбины, потери в выходном устройстве и др.). Для двухконтурных двигателей рабочий процесс дополнительно определяется величиной степени двухконтурности ( $m$ ) и распределением энергии между внутренним и наружным контуром, характеризующимся величиной степени повышения давления в вентиляторе ( $\pi_B^*$ ) [3].

Различные целевые назначения малоразмерных ГТД определяют рациональные параметры рабочего процесса и порождают большое разнообразие конструктивных схем этих двигателей. Компрессоры МГТД могут быть центробежными, осецентрированными, осевыми. Турбины – осевыми или радиально-осевыми. Камеры сгорания – индивидуальными, осевыми прямоточными, противоточными. Все это приводит к необходимости оптимизации параметров рабочего процесса и обоснования выбора наиболее рациональной схемы турбокомпрессора МГТД под конкретное целевое назначение.

В данной работе приведены результаты оптимизации параметров линейки малоразмерных ТРД (МТРД) с тягами на взлетном режиме от 0,1 кН до 2 кН, а также рекомендации по выбору

наиболее рациональных параметров и схем для каждого представителя линейки МТРД для самолетов-мишеней и крылатых ракет.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На основе численного моделирования провести оптимизацию параметров рабочего процесса каждого представителя линейки малоразмерных ТРД в диапазоне тяг от 0,1 кН до 2 кН в системе самолета-мишени и в системе крылатой ракеты по таким критериям, как суммарная масса силовой установки и топлива, потребного на полет, и удельный расход топлива ТРД. На основе этих результатов выработать рекомендации по выбору наиболее рациональных параметров рабочего процесса и схемы каждого из двигателей линейки.

Математическая постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса по комплексу критериев оценки двигателя в системе ЛА выглядит следующим образом.

Отыскиваются оптимальные значения  $j$ -го параметра рабочего процесса МТРД по каждому  $i$ -ому из выбранных критериев:

$$x_{ij}^{opt} = \{ \arg \min Y_i \mid Y_i = F(x, p) \},$$

где  $x = (\pi_{\kappa\Sigma}^*, T_{\Gamma}^*)$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса МТРД,  $j=1\dots k$ , ( $\pi_{\kappa\Sigma}^*$  – суммарная степень повышения давления в компрессоре,  $T_{\Gamma}^*$  – температура газа перед турбиной);  $Y_i = \{M_{\text{сy+т}}, C_{\text{уд}}\}$  – множество крите-

риев оптимизации ( $M_{\text{сy+т}}$  – суммарная масса силовой установки и топлива,  $C_{\text{уд}}$  – удельный расход топлива).

Формируются области локально-оптимальных параметров по каждому из критериев:

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

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);  $\rho_i$  – коэффициент, позволяющий учесть степень важности (значимости)  $i$ -ого критерия ( $0 < \rho_i \leq 1$ );  $p$  – вектор исходных проектных данных.

Определяется область компромиссов как пересечение областей локально-оптимальных параметров с учетом ограничений на проектные переменные и функциональных ограничений:

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

где  $a_j, b_j$  – ограничения на проектные переменные;  $q(x, p) = \{h_{\text{к вых}}, h_{\text{т вх}}, \pi_{\text{т}}, D_{\text{т}}\}$  – множество функциональных ограничений.

Из области компромиссов с учетом ограничений выбирается наиболее рациональное решение  $X_{\Omega}^* \in X_{\Omega}$ .

Основные исходные проектные данные приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные исходные проектные данные

Параметр	Наименование	Значение	
		Самолет-мишень	Крылатая ракета
Ркр/Рвзл	Соотношение тяг на крейсерском и взлетном режимах	0,4	0,5
H	Высота полета, км	3	0,8
M	Число Маха полета	0,4	0,85
L{п}	Дальность полета, км	500	2000
$\eta^*\{\text{п.к.баз}\}$	Политропический КПД компрессора, базовое значение	0,86	
$\eta^*\{\text{т.баз}\}$	КПД турбины, базовый	0,86	
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	
Hрк.т. ос	Ограничение на высоту лопатки на входе в турбину, м	0,01	
Uк	Ограничение на величину окружной скорости компрессора, м/с	600	
$\pi_{\text{т max}}$	Ограничение на величину степени понижения давления в турбине	3	
$T_{\Gamma}^* \text{max}$	Ограничение на величину температуры газа перед турбиной, К	1300	

## ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗУЕМЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ МГТД

### Учет влияния малоразмерности на эффективность узлов

Особенности рабочего процесса малоразмерных двигателей заключаются в том, что при уменьшении размерности двигателя уменьшаются величины КПД узлов; возрастают потери в проточной части, обусловленные уменьшением числа Рейнольдса ( $Re$ ), возрастанием относительных радиальных и осевых зазоров в лопаточных машинах, относительным ростом толщины пограничного слоя. Уменьшение размеров двигателя ниже определенного уровня приводит к тому, что при уменьшении размеров элементов лопаточных машин снижаются значения критерия  $Re$  и увеличиваются вязкие потери, растет толщина пограничного слоя. У малоразмерных турбомашин возрастают относительные значения толщин лопаток, радиального зазора, радиусов входных и выходных кромок. Это связано, с одной стороны, с уменьшением абсолютных размеров проточной части двигателя, а с другой, с технологией изготовления, рабочими нагрузками и эксплуатационными особенностями. Главный результат влияния размерности – снижение КПД лопаточных машин, относительный рост потерь на утечки. [1].

Известно, что охлаждение турбин малоразмерных ГТД организовать сложнее, чем в двигателях средних и больших размеров. В связи с уменьшением размеров лопатки не только затрудняется размещение внутренних каналов охлаждения, но становится неблагоприятным отношение площадей поверхностей теплоотдачи (внутренней) и теплоотвода (внешней). Аэродинамически выгодную тонкую выходную кромку охладить становится невозможным. Утолщение выходной кромки улучшает возможности охлаждения задней части лопатки, но из-за потерь на смещение и импульсных потерь суммарные потери в закомочных следах получаются большими. Дополнительный пленочный расход воздуха существенно улучшает процесс охлаждения, но является источником дополнительных потерь, уменьшающих КПД турбины.

Указанные факторы должны учитываться при моделировании малоразмерных ГТД. Особенностью разработанной авторами математической модели малоразмерного ГТД является учет снижения КПД лопаточных машин и относительного возрастания потерь в проточной части при уменьшении размера двигателя. В этой модели учтены поправки на КПД осевого, осецентрированного и центробежного компрессоров; на

коэффициент полноты сгорания топлива и потери полного давления в камере сгорания; на КПД осевой и радиально-осевой турбин. В математической модели МГТД в САЕ системе АСТРА использованы зависимости, основанные на обобщении экспериментальных данных, полученных в работах Ю. И. Тулупова, В. Т. Митрохина, А. И. Шерстюка, А. Е. Зарянкина, О. И. Емина, Б. Ш. Ланды и др. [1], аппроксимированные следующими выражениями [4]:

$$- \text{ для осевой турбины } \Delta\eta_T^* = 0,00006/A_T + 0,0022;$$

$$- \text{ для радиально-осевой турбины } \Delta\eta_T^* = 0,02048 \ln A_T + 0,08471,$$

где  $A_T = G_T \sqrt{T_T^*} / m_T P_T^* = F_{ca} q(\lambda_{ca})$  – пропускная способность турбины;

$$- \text{ для центробежного компрессора } \Delta\eta_{к\text{пол}}^* = 0,01582/G_{в\text{ пр вых}} + 0,00184;$$

$$- \text{ для осевого и осецентрированного компрессоров } \Delta\eta_{к\text{пол}}^* = 0,02308/G_{в\text{ пр вых}} + 0,00522.$$

$$- \text{ поправка изэнтропического КПД турбины на охлаждение: } \Delta\eta = 0,75 \cdot \bar{G}_{охл\tau}.$$

### Модели массы малоразмерных малоресурсных ГТД

Существуют различные подходы к оценке массы МГД. На этапе концептуального проектирования наиболее распространены регрессионные модели, основанные на статистике созданных двигателей. Это модели определяют зависимость массы двигателя либо от тяги (мощности), либо от параметров рабочего процесса, либо от характерных линейных размеров и др.

В САЕ-системе АСТРА для малоразмерных, малоресурсных МТРД и МТРДД использованы следующие модели массы [3, 4]:

$$M_{МТРД} = B G_{в\text{ пр}}^{m_1} \left( \pi_{к\text{взл}}^{0,286} - 1 \right)^{m_2} k_{T_T^*} k_c k_{рес}, \quad (1)$$

где  $G_{в\text{ пр}} = G_{в} \frac{101,325}{P_H^*} \cdot \sqrt{\frac{T_H^*}{288,15}}$  – приведенный к САУ расход воздуха через двигатель на максимальном (взлетном) режиме;  $k_c$  – коэффициент совершенствования массы ГТД по годам;  $k_{рес}$  – коэффициент, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины назначенного ресурса ( $k_{рес} = 0,8-1,05$ );  $k_{T_T^*}$  – коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя за счет системы охлаждения турбины:

$$k_{T_T^*} = 1 + 2 \cdot 10^{-4} \left( T_{T\text{ max}}^* - 1200 \right), \text{ при } T_{T\text{ max}}^* > 1200 \text{ К, } k_{T_T^*} = 1, \text{ при } T_{T\text{ max}}^* < 1200 \text{ К.}$$

Значения коэффициентов  $B$ ,  $m_1$ ,  $m_2$  для малоресурсных МТРД и МТРДД приведены в табл. 2.

В случае МТРДД со смешением и без смешения потоков массу двигателя в общем случае можно рассчитать следующим образом:

$$M_{ДВ} = (M_I + M_{II} + M_{КСМ}) k_c k_{рес}. \quad (2)$$

Таблица 2

Коэффициенты для определения массы малоресурсных МТРД и МТРДД

	0,5 < G <sub>в пр I</sub> < 5 кг/с		5 < G <sub>в пр I</sub> < 50 кг/с	
	π <sub>к</sub> * ≤ 5	π <sub>к</sub> * > 5	π <sub>к</sub> * ≤ 5	π <sub>к</sub> * > 5
B	11,4	14,6	12,0	14,1
m <sub>1</sub>	0,8		1,0	
m <sub>2</sub>	0,0	0,5	0,0	0,5

Здесь

$$M_I = B (G_{в I пр.вен})^{m_1} \left[ \left( \frac{\pi_{к\Sigma}}{\pi_{в}} \right)^{0,286} - 1 \right] m^2 k_{T_r}^* -$$

масса газогенератора внутреннего контура двигателя (без вентилятора и турбины вентилятора);

$$G_{в I пр.вен} = G_{в I} \frac{1}{\pi_{в}} \sqrt{1 + (\pi_{в}^{0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{в}}} - \text{расход}$$

воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором.

$$M_{II} = 0,865 G_{в\Sigma взл}^{0,903} m^{0,104} \pi_{в}^{1,193} - \text{масса тур-}$$

бовентиляторного и обечайки наружного контура, m – степень двухконтурности, а π<sub>в</sub> – степень повышения давления в вентиляторе.

$$M_{КСМ} = 2,316 G_{в\Sigma взл}^{0,753} - \text{масса камеры смешения у ТРДДсм.}$$

### РЕЗУЛЬТАТЫ ОПТИМИЗАЦИИ

В качестве представителей множества линейки МТРД выбраны двигатели с тягой на взлетном (расчетном режиме) Рвзл = 0,1; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0; 1,4; 1,8; 2,0 кН.

В качестве первого приближения принята схема МТРД с центробежным компрессором и осевой турбиной (схема: цб к + ос т). В последующем схема уточнялась для обеспечения выполнения функциональных ограничений.

Расчеты проводились в САЕ системе АСТРА, разработанной на кафедре теории двигателей Самарского университета [4].

Пример оптимизации параметров рабочего процесса МТРД при Рвзл = 0,6, соответствующие описанной постановке задачи для самолета-мишени приведены на рис. 1, а для крылатой ракеты на рис. 2. Локально-оптимальные области соответствуют отклонениям критериев оптимизации

от своих оптимумов (в данном случае минимумов) на 2%. На рисунках показаны линии заданных ограничений на величины высот лопаток на выходе из компрессора (Нрк.к), на входе в турбину (Нрк.т), окружной скорости на периферии рабочего колеса компрессора (Uк), степени понижения давления в турбине (Π\*{т}), температуры газа перед турбиной. (Т\*г). Подобным образом проводилось построение локально-оптимальных областей для всего диапазона тяг.

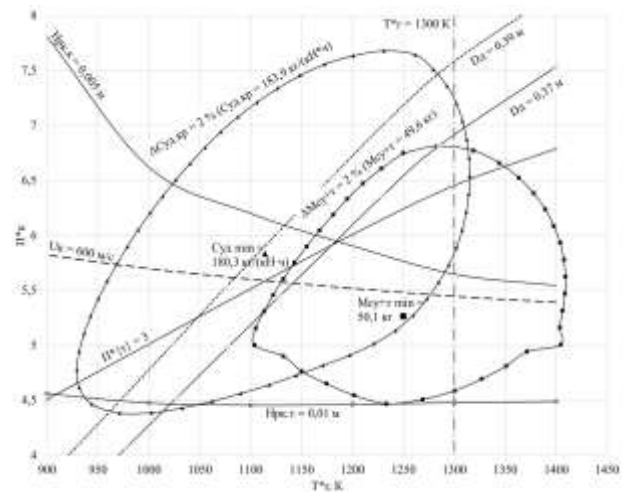


Рис. 1. Области оптимальных параметров МТРД для самолета-мишени. Рвзл=0,6 кН

На рис. 3 и 4 показано влияние размерности МТРД на области оптимальных параметров по критериям M<sub>су+т</sub> и C<sub>уд</sub> для самолета-мишени, на рис. 5 и 6 – для крылатой ракеты.

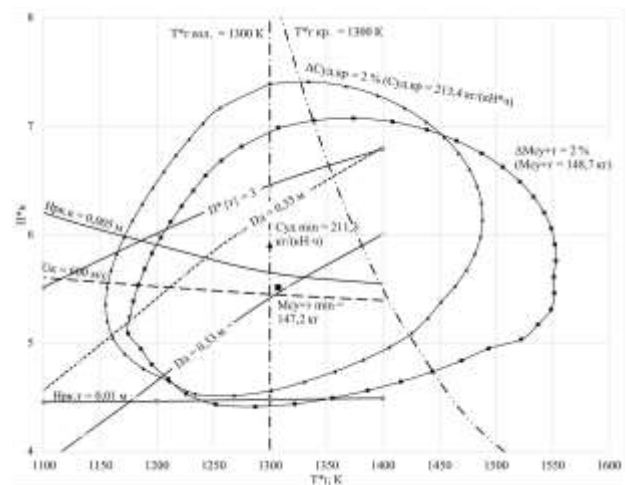
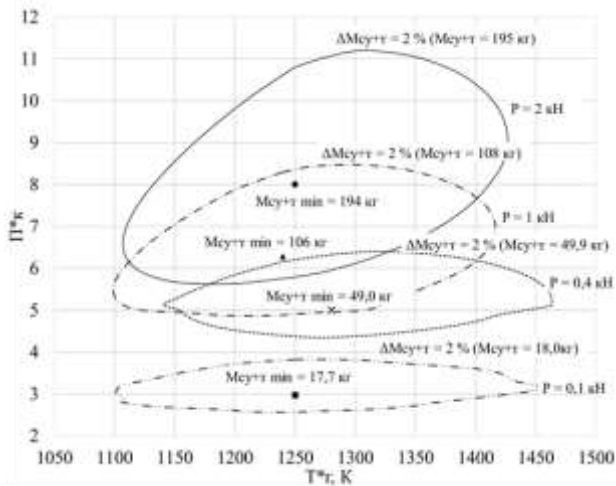
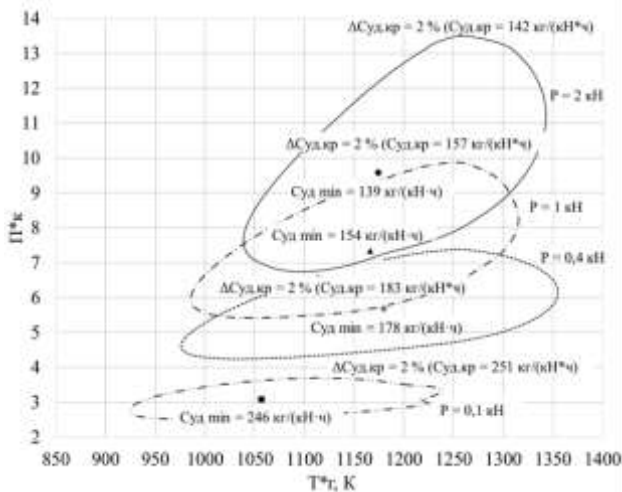


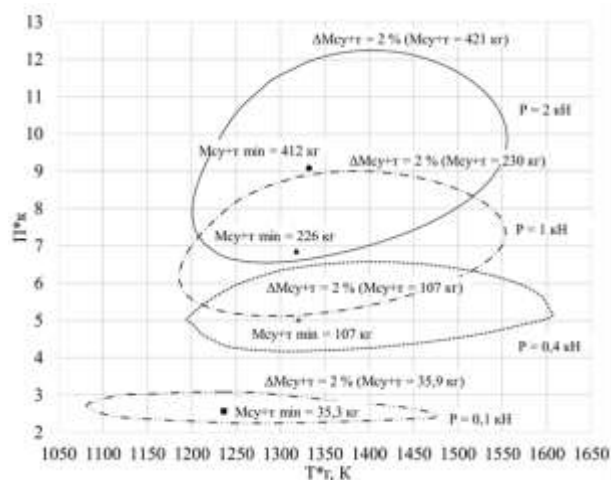
Рис. 2. Области оптимальных параметров МТРД для крылатой ракеты. Рвзл=0,6 кН



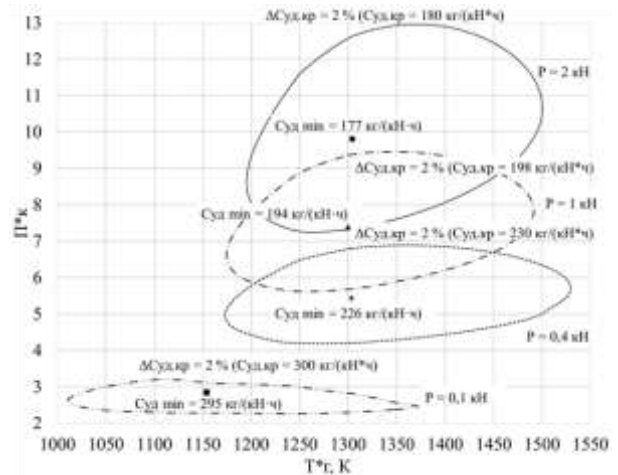
**Рис. 3.** Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $M_{cy+t}$  для самолета-мишени (схема: цб к+ос т)



**Рис. 4.** Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $C_{уд}$  для самолета-мишени (схема: цб к+ос т)



**Рис. 5.** Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $M_{cy+t}$  для крылатой ракеты (схема: цб к+ос т)



**Рис. 6.** Влияние размерности двигателя на области оптимальных параметров МТРД по критерию  $C_{уд}$  для крылатой ракеты (схема: цб к+ос т)

Из приведенных рисунков видно, что с уменьшением размерности двигателя области оптимальных параметров рабочего процесса МТРД существенно сужаются, особенно по степени повышения давления  $\pi_{к\sigma}^*$ , а сами значения  $\pi_{к\sigma opt}^*$  уменьшаются в 3–4 раза при уменьшении тяги двигателя от 2 кН до 0,1 кН. При этом оптимальные значения температуры газа перед турбиной  $T_{г opt}^*$  уменьшаются незначительно, на 5–15 %.

Из этого следует, что при проектировании малоразмерных ГТД необходимо обязательно учитывать влияние размерности двигателя на эффективность его узлов и потери в проточной части.

При построении локально-оптимальных областей было выявлено, что для МТРД с тягой 0,1; 0,2; 0,4; 0,6 кН, предназначенных для самолетов-мишеней, не выполняется ограничение по высоте лопатки на входе в турбину: локально-оптимальные области и область компромиссов лежат выше линии ограничения  $N_{рк.т}=0,01$  (пример представлен на рис. 1). Это свидетельствует о том, что для двигателей этого диапазона тяг необходимо переходить от осевой турбины на радиально-осевую. Такие же выводы были сделаны и при построении локально-оптимальных областей для крылатых ракет (можно видеть по рис. 2).

Кроме того, оказалось, что для МТРД с тягой 1,4; 1,8 и 2,0 кН, предназначенных для крылатых ракет, не выполняется ограничение по окружной скорости на периферии центробежного компрессора: область компромиссов лежит выше линии ограничения  $U_k=600$  м/с. Поэтому и для этих МТРД необходимо переходить от центробежного компрессора к осецентриальному. Такой же вывод сделан и для самолета-мишени.

В табл. 3 и на рис. 7 и 8 приведены результирующие данные по выбранным рациональным

параметрам и схемам МТРД, удовлетворяющие всем заданным ограничениям.

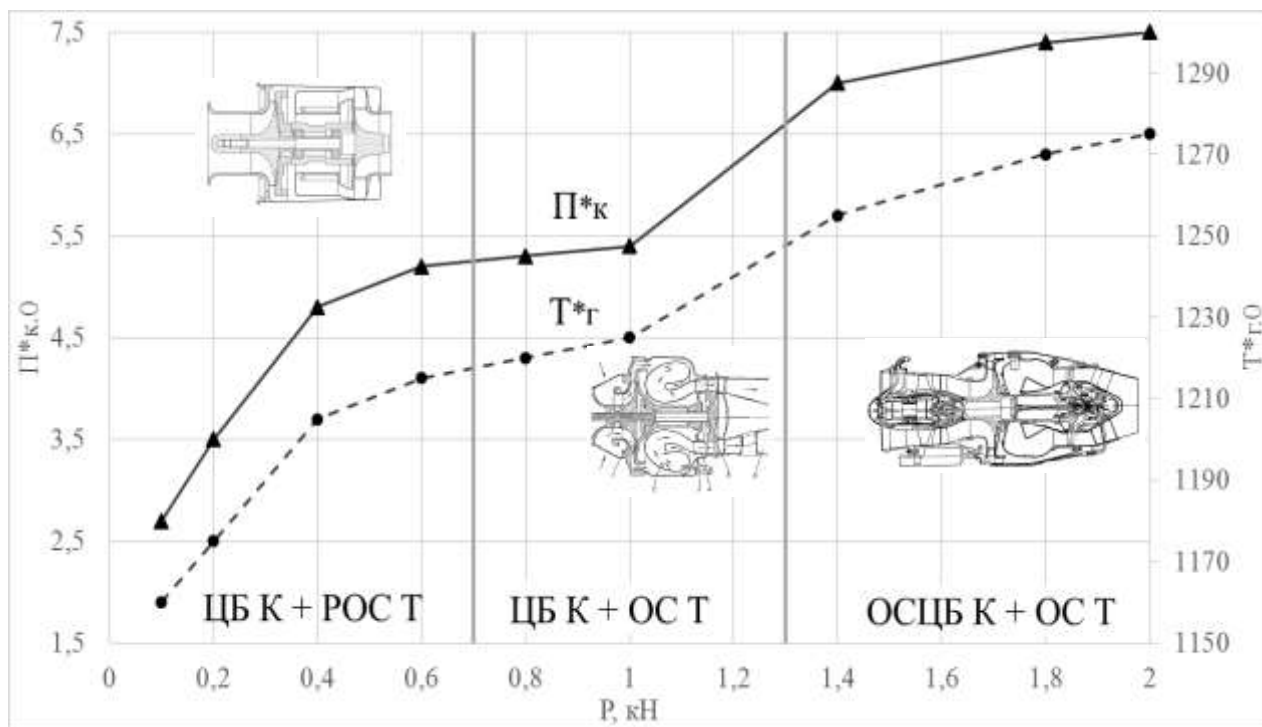


Рис. 7. Рациональные параметры и схемы МТРД для самолетов-мишеней в зависимости от тяги на взлетном режиме

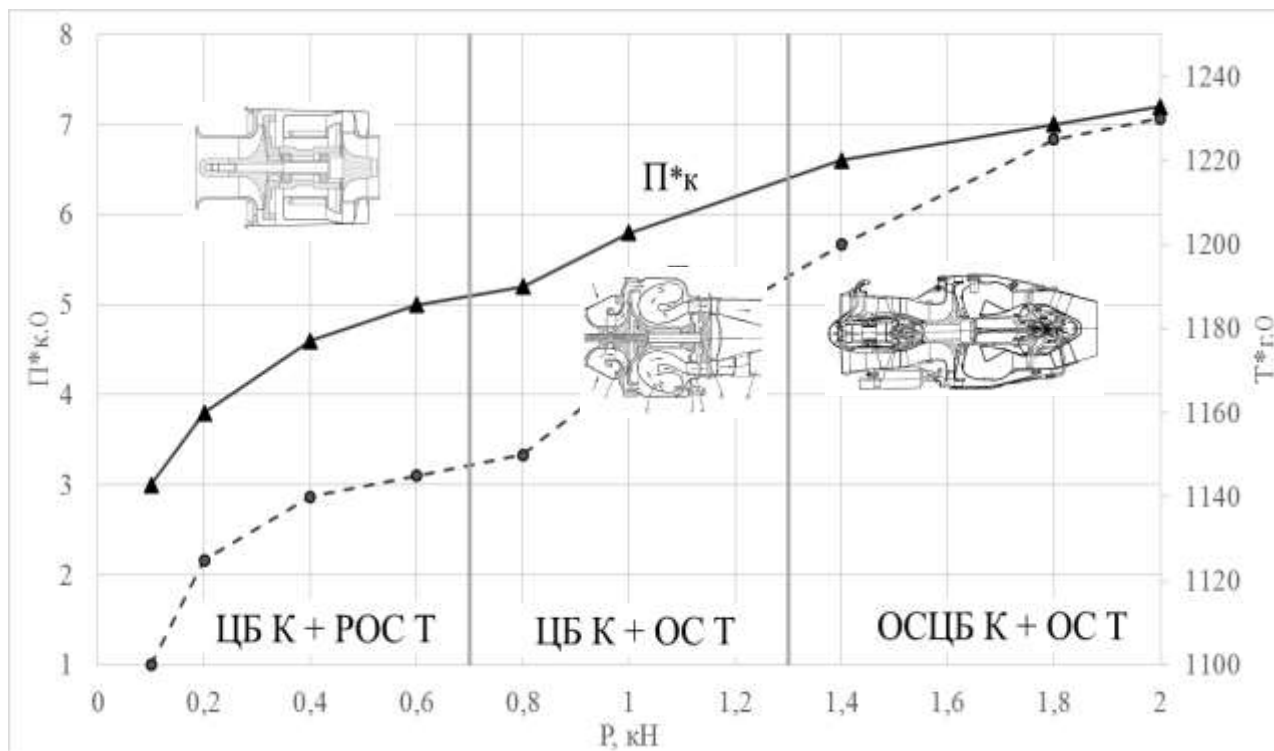


Рис. 8. Рациональные параметры и схемы МТРД для крылатых ракет в зависимости от тяги на взлетном режиме

Рациональные параметры рабочего процесса и схемы турбокомпрессора МТРД

Таблица 3

$P_{дв.0},$ кН	Рациональные параметры и схемы МТРД для самолетов-мишеней										Рациональные параметры и схемы МТРД для крылатых ракет						
	$\pi_{к.г.0}^*$	$T_{г.0}^*,$ К	$G_{в.0},$ кг/с	$M_{сум.т.},$ кг	$C_{уд.кр.},$ кг/кН ч	$C_{уд.0},$ кг/кН ч	К	Т	$\pi_{к.г.0}^*$	$T_{г.0}^*,$ К	$G_{в.0},$ кг/с	$M_{сум.т.},$ кг	$C_{уд.кр.},$ кг/кН ч	$C_{уд.0},$ кг/кН ч	К	Т	
0,1	3	1100	0,257	18	247	165	рос	2,7	1160	0,238	35,5	295	173	цб	рос		
0,2	3,8	1125	0,439	29,5	207	141	рос	3,5	1175	0,411	61,9	262	146	цб	рос		
0,4	4,6	1140	0,791	50,4	181	127	рос	4,8	1205	0,734	107	229	129	цб	рос		
0,6	5	1145	1,136	70,1	170	121	рос	5,2	1215	1,044	149	214	123	цб	рос		
0,8	5,2	1150	1,459	88,2	162	117	ос	5,3	1220	1,34	190	204	120	цб	ос		
1,0	5,8	1170	1,751	106	156	113	ос	5,4	1225	1,635	230	199	118	цб	ос		
1,4	6,6	1200	2,304	140	147	109	ос	7	1255	2,166	303	186	110	осцб	ос		
1,8	7	1225	2,838	175	144	107	ос	7,4	1270	2,706	378	181	108	осцб	ос		
2,0	7,2	1230	3,121	192	143	106	ос	7,5	1275	3,03	418	181	108	осцб	ос		

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований выполнен анализ влияния размерности ГТД на эффективность осевых, осецентробежных и центробежных компрессоров, осевых и радиально осевых турбин. На этой основе в математические модели термогазодинамического анализа ГТД введены поправки на КПД лопаточных машин, учитывающие влияние фактора размерности. Усовершенствованные математические модели массы малоразмерных ГТД.

Поставлена и решена задача многокритериальной (по критериям: суммарная масса силовой установки и топлива и удельный расход топлива) оптимизации параметров рабочего процесса (температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления) линейки (множества) малоразмерных ТРД с диапазоном тяг от 0,1 кН до 2,0 кН для беспилотных летательных аппаратов (самолетов-мишеней и крылатых ракет) с учетом функциональных ограничений. Сформированы области компромиссов с учетом заданных ограничений и выбраны для каждого представителя линейки МТРД 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 3–4 раза, а температура газа перед турбиной на 10–15% при уменьшении тяги двигателя от 2 до 0,1 кН.

Показано, что для выбранных из области компромиссов параметров рабочего процесса для МТРД с тягами от 0,1 до 0,6 кН наиболее целесообразно применение центробежного компрессора и радиально-осевой турбины в турбокомпрессоре, для МТРД с тягами от 0,8 до 1 кН – центробежного компрессора и осевой турбины, для МТРД с тягами от 1,4 до 2,0 кН – осецентробежного компрессора и осевой турбины.

Полученные результаты могут быть использованы в качестве основы дальнейшего проектирования линейки малоразмерных ТРД для беспилотных летательных аппаратов.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев В. А., Зрелов В. А., Игнаткин Ю. М., Кузьмичев В. С., Пономарев Б. А., Шахматов Е. В. Вертолетные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 2007. 491 с. [V. A. Grigorev, V. A. Zrelov, Ju. M. Ignatkin, V. S. Kuzmichev, B. A. Ponomarjov, E. V. Shahmatov *Helicopter gas turbine engines*, М.: Mashinostroenie, 2007. 491 p.]
2. Sehra A. K., Whitlow W. Jr. Propulsion and power for 21st century aviation // *Progress in Aerospace Sciences*. 2004. V. 40. no. 4-5. P. 199-235.
3. Григорьев В. А., Ждановский А. В., Кузьмичев В. С., Осипов И. В., Пономарев Б. А. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: СГАУ, 2009. 202 с. [V. A. Grigorev, A. V. Zhdanovskij, V. S. Kuzmichev, I. V. Osipov, B. A. Ponomarjov. *Choice of parameters and thermogasdynamic calculations of aviation gas turbine engines*. Samara: SSAU, 2009. 202 p.]
4. Кузьмичев В. С., Кулагин В. В., Крупенич И. Н., Ткаченко А. Ю., Рыбаков В. Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. №67. <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>. (дата обращения: 01.12.2016) [V. S. Kuzmichev, V. V. Kulagin, I. N. Krupenich, A. Ju. Tkachenko, V. N. Rybakov *Formation of a virtual model of the working process of a gas turbine engine in the CAE system "ASTRA"* Trudy MAI. 2013. № 67. <http://mai.ru/upload/iblock/c28/c28cebd188b7e5afafe2f3c5b5444af2.pdf>]
5. Epstein A. H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines. Proc. of ASME Turbo Expo 2003, collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. V. 4. Turbo Expo, 2003. P. 669–696.

## ОБ АВТОРАХ

**КУЗЬМИЧЕВ Венидикт 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.

**ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич**, доц. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Дипл. инж. констр. (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2009). Иссл. в обл. разработки автоматизированных средств проектирования ГТД.

**ФИЛИНОВ Евгений Павлович**, асп. каф. теории двигателей летательных аппаратов. Дипл. инж. констр. (СГАУ, 2015). Готовит дисс. о методах и средствах виртуальных испытаний газотурбинных двигателей на этапе концептуального проектирования.



**METADATA**

**Title:** The efficiency limits of the traditional gas turbine engines

**Authors:** V. S. Kuzmichev<sup>1</sup>, A. Y. Tkachenko<sup>2</sup>, E. P. Filinov<sup>3</sup>,

**Affiliation:**

Samara National Research University (Samara University),  
Russia.

**Email:** <sup>1</sup>kuzm@ssau.ru, <sup>2</sup>tau@ssau.ru, <sup>3</sup>filinov.evg@gmail.com

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 1 (75), pp. 91-99, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The influence of the dimension of the turbojet engine at the optimum values of its working parameters of the pro-process (total pressure ratio and temperature of the gas before the turbine) and a choice of constructive-term motor circuit. Optimization parameters held in multicriteria formulation based on functional limitations, the criteria selected as specific fuel consumption at cruising speed, and the total mass of the power plant and the fuel needed for the flight of the aircraft at a given distance-ness. As aircrafts are considered aircraft and cruise missiles target. The regions of optimal parameters of the workflow of small turbojet engine thrust in the range from 0.1 kN to 2 kN. It has been shown that a decrease in size of the engine optimum values of the working pro-process parameters are reduced, and the area of optimal parameters are narrowed. The rational, in Kosovo-kupnosti criteria, the parameters of the working process and design schemes of small turbojet engines to depending on the engine thrust and its purpose.

**Keywords:** design, mathematical model, small-sized gas turbine engine, the parameters of the working process, section, multi-criteria optimization.

**About authors:**

**KUZMICHEV, Venedikt Stepanovich**, professor of Department theory of aircraft engines. Doctor of technical science for thermal, electric propulsion and power installations LA (SSAU, 2000). Research in the development of automated design tools GTE.

**TKACHENKO, Andrey Yurievich**, associate professor of Department theory of aircraft engines. Diploma design engineer (SSAU, 2005). PhD for thermal, electric propulsion and power installations LA (SSAU, 2009). Research in the development of automated design tools GTE.

**FILINOV, Evgeny Pavlovich**, postgraduate student of Department theory of aircraft engine. Diplom a design engineer (SSAU, 2015). Prepares diss. the methods and means of virtual testing gas turbine engines at the stage of conceptual design.