

ФОРМИРОВАНИЕ МЕТОДА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ТУРБИНЫ СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ В СИСТЕМЕ ТУРБОПРИВОДА

© 2014 Д.С. Калабухов, В.А. Григорьев, В.М. Радько,

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Сформулирована задача структурно-параметрической оптимизации турбин сверхмалой мощности (ТСММ) в системе турбопривода (ТПСММ) на этапе начального проектирования. Описан метод и алгоритм выбора рациональных значений параметров и схемы ТСММ при его оптимизации. Задача оптимизации предполагает использование минимаксного принципа параметрической оптимальности при выборе рационального варианта турбины, который гарантирует надёжность выбираемого решения. Осуществлена оценка достоверности и эффективности разработанного метода путём его валидации с известным методом проектирования многорежимных ТПСММ и результатами вычислительного эксперимента. Приведены примеры повышения энергетической и массовой эффективности аэрокосмических турбоприводов с помощью разработанного метода. Валидация осуществлялась на примере начального проектирования многорежимного центростремительного турбопривода специального назначения. Было показано, что эффективность по массе турбопривода специального назначения можно повысить с минимальным проигрышем в КПД, если решать задачу двухкритериальной оптимизации. Её решение при проигрышах по КПД и массе в 1,8% и 11% относительно результатов однокритериальной оптимизации позволило повысить КПД исходного варианта турбопривода на 6,5% и снизить его массу на 25%. Сформирован облик турбины для турбопривода коммутающего устройства. Применение осевой турбины вместо центростремительной при неблагоприятном варианте исходных данных позволило уменьшить удельный расход рабочего тела и удельную массу привода на 24 и 48% соответственно.

Турбина сверхмалой мощности, турбопривод, структурно-параметрическая оптимизация, выбор параметров, осевая турбина, центростремительная турбина, расчётный режим, повышение эффективности.

В работе [1] рассмотрены основные вопросы, возникающие на начальном этапе проектирования турбин сверхмалой мощности (ТСММ) в системе турбопривода. В ней сформулирована задача параметрической оптимизации, описаны методы и алгоритмы её решения, обоснованы критерии оценки эффективности ТСММ, выбраны оптимизируемые параметры турбин осевого и центростремительного типов, обоснован метод выбора расчётного режима, приведены результаты исследований влияния неопределённости исходной проектной информации на величины оптимизируемых параметров и критериев оценки эффективности.

С учётом многообразия схем протекания рабочего процесса и, соответственно, вариантов схемного исполнения турбин (осевые, центростремительные, диагональные, центробежные турбины и др.) важной задачей является не только выбор

рациональных параметров, но и самой схемы турбины. Поскольку схема турбины является структурным признаком, то подобная задача может быть решена в условиях структурно-параметрической оптимизации. Решение этой задачи напрямую нецелесообразно [1], и поэтому требуется декомпозиция общей задачи оптимизации на ряд более простых. На рис. 1 показана детализированная блок-схема, которая предполагает разбиение этой задачи на соответствующие этапы параметрической и структурной оптимизации в процессе формирования оптимального облика ТСММ. Она наглядно демонстрирует иерархические связи между этапами оптимизации. Этап параметрической оптимизации является подзадачей более высокого уровня, а этап структурной оптимизации – подзадачей более низкого уровня.

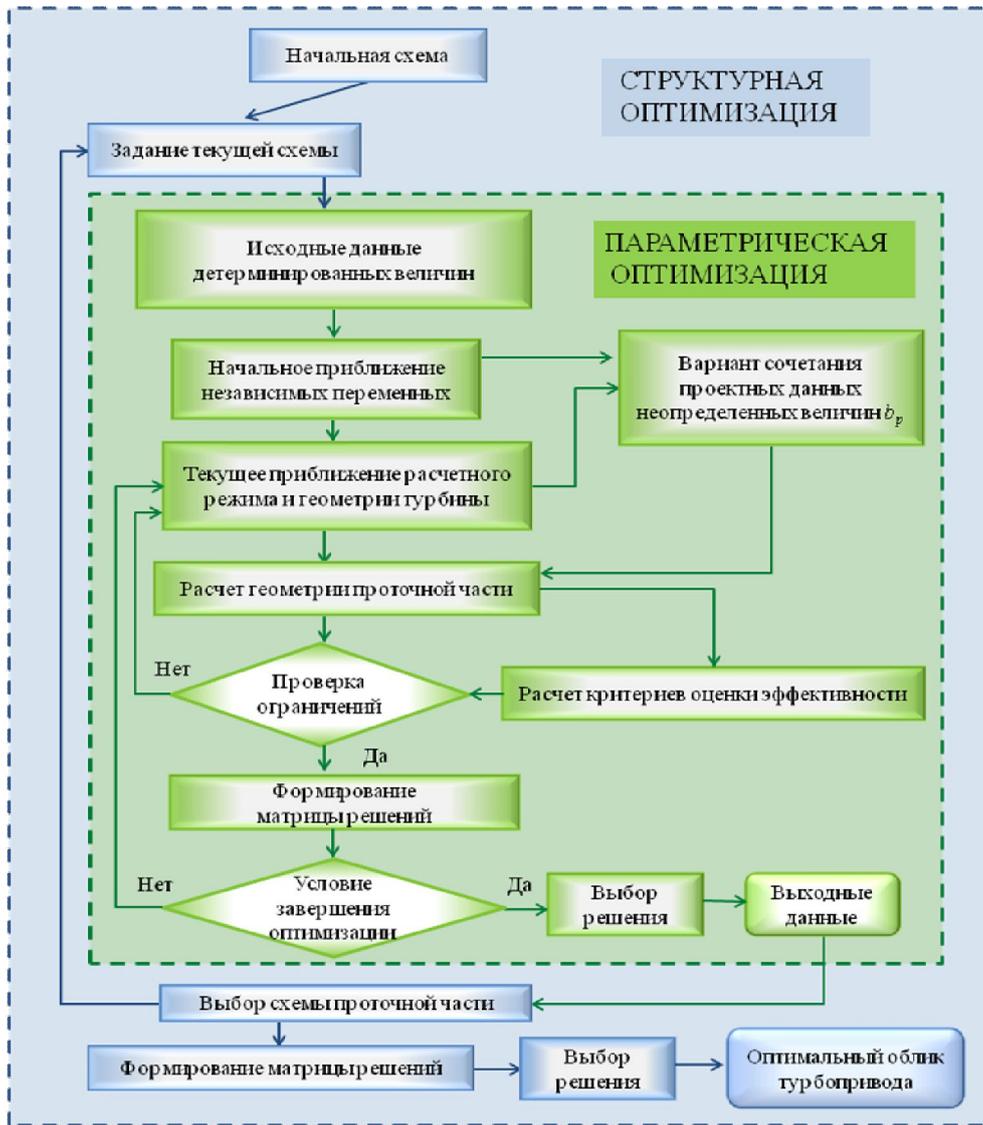


Рис. 1. Блок-схема формирования оптимального облика ТСММ

Метод и алгоритм выбора рациональных значений параметров и схемы ТСММ при структурно-параметрической оптимизации

Алгоритм процесса структурно-параметрической оптимизации, проиллюстрированный рис. 1, можно описать, если представить задачу формирования рационального облика ТСММ в следующем виде

$$Y = \arg \left[\min_k F(X, U, s_k) \right. \\ \left. \left(\min_q \max_r \max_p \Delta y_{крп} (X_q, U_q, b_p, p, s_k) \right) \right] \quad (1) \\ \left. W(x_j, u_l, b_p, p, s_k) \leq 0, a_j \leq x_j \leq b_j, c_l \leq u_l \leq d_l \right]$$

где $Y = \{X_R, u_R, s_R\}$ - множество искомых параметров;

X_q - вектор оптимизируемых геометрических параметров q -го варианта решений [1]:

$$X_q = \left(\frac{h_{CA}}{D_{cp}}, \alpha_{1эф}, \varepsilon, \bar{\delta}_{крCA}, \left(\frac{s}{h} \right)_{CA}, \bar{D}_M \right)_q$$

у осевой турбины сверхмалой мощности (ОТСММ);

$$X_q = \left(\frac{h_{CA}}{D_1}, \alpha_{1эф}, \varepsilon, \bar{D}, \bar{F}_{PK}, \bar{D}_M \right)_q$$

у центростремительной турбины сверхмалой мощности (ЦС ТСММ);

$U_q = (Y_{тр}, \pi_{тр})_q$ – вектор оптимизируемых режимных параметров q -го варианта решений;

$W(x_j, b_p, p, u_k, s_k)$ – заданные функциональные ограничения;

$$b_{pi} = [\sigma_{вхi}, \sigma_{выхi}, \tau_i, \left(\frac{s}{h}\right)_{pk}, B_l, \Delta_{банд}, l_{вх},$$

$l_{вых}, \dots]_p$ – p -й вариант задания совокупности исходных данных неопределённых величин на i -м режиме;

p – совокупность детерминированных параметров циклограммы $p_{вхi}^*$, $p_{выхi}^*$, $T_{вхi}^*$, $N_{тпi}$, n_i и др., параметров геометрии, свойств рабочего тела, материала изготовления турбины и т.д.;

s_k – k -й вариант схемного исполнения ТСММ;

$$\Delta y_{rp} = \rho_r \rho_r \frac{y_{rp} - y_{rp}^*}{y_{rp}^*} - \text{нормированное}$$

значение критерия y_r , т.е. относительная величина отклонения от заданной в техническом задании (ТЗ) величины y_r^* (или определённой в результате однокритериальной оптимизации y_r^{\min});

$F(X, U, s_k)$ – целевая функция задачи структурной оптимизации;

ρ_r – весовой коэффициент важности r -го критерия, $\rho_r \neq 0$;

ρ_p – весовой коэффициент значимости p -го варианта исходных данных, $\rho_p \neq 0$ [2].

Совокупность искомым параметров Y есть множество рациональных значений геометрических соотношений X_R , параметров расчётного режима U_R и рациональной схемы s_R турбины, которые определяют концепцию проекта, характеризуют основные конструктивно-геометрические параметры ТСММ и однозначно определяют значения частных критериев эффективности в системе турбопривода.

Коэффициент важности критериев выбирается экспертом или непосредственно проектировщиком на основе совокупности неформализованных критериев. Коэффициенты ρ_r и ρ_p могут принимать любое неотрицательное значение, кроме

нулевого. Если приоритеты критериев не расставлены, то $\rho_r = 1$. В тех случаях, когда определяющим критерием оценки эффективности является стоимость эксплуатации ТПСММ, в качестве ρ_r могут быть приняты удельные затраты S_G и S_M .

Отметим, что формулировка задачи оптимизации в виде (1) предполагает использование минимаксного принципа параметрической оптимальности при выборе рационального варианта турбины, гарантирующего надёжность выбираемого решения. В некоторых случаях, в связи с непротивоположными «интересами» критериев, могут быть использованы принципы минимизации суммарной величины Δy_{rp} или среднего арифметического между наибольшим и наименьшим значением Δy [2].

В соответствии с рис.1 задача формирования рационального облика разбивается на два этапа:

а) определение рациональных геометрических соотношений при одновременном выборе оптимального варианта расчётного режима для каждой из выбранных схем;

б) задание возможных схемных решений с рациональной геометрией и выгодным расчётным режимом и выбор наилучшего варианта облика турбины.

В постановке задачи под схемными решениями понимается схема проточной части турбины и соответствующий тип турбопривода (осевой или центростремительный).

На первом этапе проводится параметрическая оптимизация турбины типа k с поиском оптимального расчётного режима:

- находят наиболее представительные сочетания исходных проектных данных с помощью базы знаний, созданной на основе анализа коэффициентов чувствительности оптимальных параметров ТСММ к изменению исходных проектных данных. Если в ТЗ не заданы значения y_r^* , то проводят серию детерминированных оптимизационных расчётов по каждому из

критериев y_r при выбранных вариантах исходных данных b_p для определения оптимальных значений y_r^{opt} и соответствующих

$$\begin{cases} X_{rp}^{opt} = \{ \arg \min y_r | y_r(X, b_p, p) \}, \\ U_{rp}^{opt} = \{ \arg \min y_r | y_r(U, b_p, p) \}; \end{cases} \quad (2)$$

- на каждом из вариантов b_p проводят многокритериальную оптимизацию методом минимакса с определением наилучшего по Парето решения

$$\min_q \max_r y_{rq} \rightarrow \{X_{kpR}, U_{kpR}\} \quad (3)$$

и строят платёжную матрицу размерностью $\|y_{sg}\|$;

- выполняют построение матрицы критериальных отклонений $\|\Delta y_{sg}\|$;

- проводят анализ матрицы $\|\Delta y_{sg}\|$ и выбор рационального варианта решения, гарантирующего его устойчивость [2,3]. При использовании минимаксного принципа этот выбор проводится так:

$$\min_q \max_r \max_p \Delta y_{rqp} \rightarrow \{X_{kR}, U_{kR}\}. \quad (4)$$

На втором этапе формирования облика ТСММ выбирается наиболее выгодный тип турбины, тип ТПСММ в целом и, соответственно, формируется единственный вектор рациональных параметров X_R и U_R

$$\begin{aligned} \min_k F(X, U, s_k) (\min_q \max_r \max_p \Delta y_{krqp}) \rightarrow \\ \rightarrow s_R \rightarrow \{X_R, U_R\}. \end{aligned} \quad (5)$$

Вид функции $F(X, U, s_k)$ зависит от принятого алгоритма структурной оптимизации. Наиболее целесообразным алгоритмом представляется нахождение максимальной суммы величин критериальных отклонений Δy_{pr} по вариантам b_p для каждого схемного исполнения

$$F(X, U, s_k) = \max_r \sum_{p=1}^g \Delta y_{krp} \quad (6)$$

с последующей минимизацией функции F по s_k .

На рис.2 показана схема предложенного метода выбора рациональных параметров ТСММ.

Оценка достоверности и эффективности разработанного метода

Адекватность разработанных методов была проверена путём их валидации с методом многорежимной оптимизации [4] и результатами экспериментальных исследований.

Валидация осуществлялась на примере начального проектирования многорежимного центростремительного турбопривода специального назначения (ТПС), циклограмма работы которого изображена на рис. 3.

Давление торможения на входе в ТПСММ $p_{exp}^* = 506$ кПа и температура $T_{exp}^* = 288$ К в течение периода функционирования сохранялись постоянными. Изменение давления p_0^* на входе в турбину осуществляется дросселированием потока сжатого воздуха, т.е. искусственным изменением $\sigma_{вх}$.

В расчётах, как по известному, так и по разработанному методу переменные режимы работы не учитывались, и поэтому цикл работы турбопривода был разбит на четыре режима продолжительностью τ_i (рис.3). Диаметр рабочего колеса D_1 жёстко задавался равным 50 мм, т.е. $\bar{D}_M = 1$. Из [4] известно, что параметры $\beta_{2\text{эф}}$ и \bar{F}_{PK} не оптимизировались, но их значения задавались равными $23,4^\circ$ и 1,2 соответственно. Потому с целью объективной валидации при оптимизации по разработанному методу эти значения были сохранены на том же уровне, и параметры $\beta_{2\text{эф}}$, \bar{F}_{PK} и \bar{D}_M исключались из числа независимых переменных.

В качестве ограничений задавались: величины мощности привода на расчётном режиме

$$N_{тп\text{min}} \leq N_{тп} \leq N_{тп\text{max}}, \quad (7)$$

параметра нагруженности $Y_{тп} \leq 0,4$, конструктивно-технологические ограничения на величины «горла» соплового аппарата $a_{тса}$ и рабочего колеса $a_{трк}$:

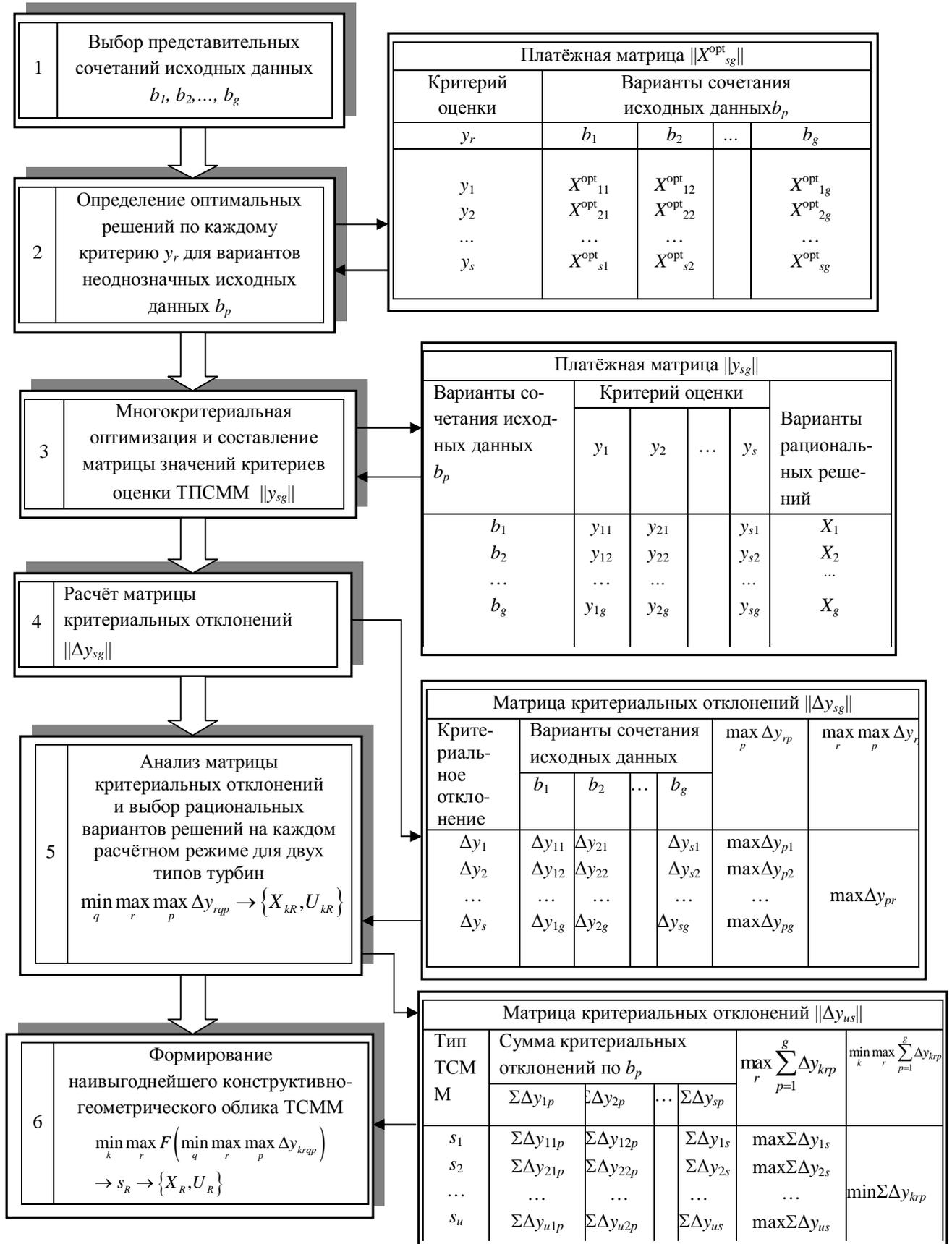


Рис. 2. Схема метода выбора рациональных параметров и типа ТСММ по комплексу критериев оценки эффективности в условиях неопределённости исходных проектных данных

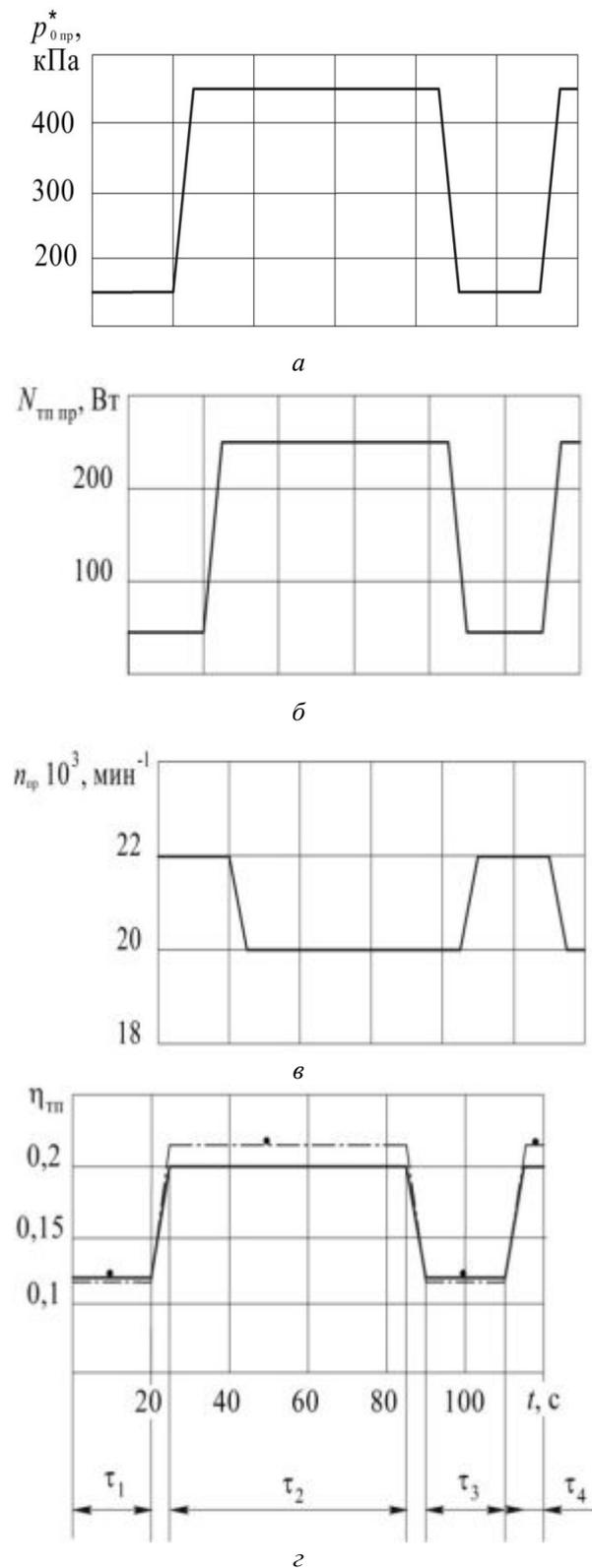


Рис. 3. Циклограмма работы ТПС:
 а) $p_{0 пр}^* = f(\tau)$; б) $n_{пр} = f(\tau)$; в) $N_{пр} = f(\tau)$; г) $\eta_{тп} = f(\tau)$:
 — исходные данные и результаты расчёта по [3]; — · — расчёт по разработанному методу;
 • результаты вычислительного эксперимента

$1 \text{ мм} \leq a_{гСА} \leq 5 \text{ мм}$, $1 \text{ мм} \leq a_{гРК} \leq 5 \text{ мм}$ и другие ограничения.

Расхождение в определении осреднённого КПД по всем режимам $\eta_{тп\Sigma}$ с помощью метода [4] и по разработанному методу формирования облика ТПСММ составило 7%. Адекватность и достоверность последнего подтверждается и экспериментальной апробацией спроектированной по результатам расчёта турбины на численных моделях, поскольку расхождение по $\eta_{тп\Sigma}$ между результатами оптимизации и экспериментом составила всего 1,5%.

Было также показано, что эффективность по массе ТПС можно повысить с минимальным проигрышем в КПД, если решать задачу двухкритериальной оптимизации при условии $\rho_{гт} = \rho_{Мт} = 1$. Её решение при проигрышах по КПД и массе соответственно в 1,8% и 11% относительно результатов однокритериальной оптимизации повысило КПД исходного варианта турбопривода на 6,5% и снизило его массу на 25%.

Таким образом, предложенный метод формирования рационального облика ТПСММ гарантирует достоверность получаемых результатов и способствует повышению эффективности турбоприводов сверхмалой мощности.

Формирование облика турбопривода коммутлирующего устройства

В рассмотренном выше примере проточная часть турбины оптимизировалась без учёта неопределённости исходных данных, т.е. все данные были детерминированными. Приведём ещё один пример апробации разработанных методов и математических моделей при оптимизации воздушной турбины ТПК космического аппарата с учётом такой неопределённости (табл. 1). График нагрузки ТПСММ показан на рис. 4.

Проектирование ТПК на начальном этапе велось в двух вариантах его схемного исполнения, т.е. с осевой и центробежной турбиной.

Таблица 1 – Варианты задания неопределённых исходных данных

Параметр b_g	Оптимистичный вариант b_1	Средний вариант b_2	Пессимистичный вариант b_3
$\sigma_{вх}$	0,95	0,9	0,85
$p_{вх}^*$, кПа	600	425	250
τ , с	20	40	60
$k_{лвх}$	0,5	1	1,5
$k_{лвых}$	1	1,5	2
B_H/D_1	0,1	0,12	0,15
$(s/h)_{ПК}$	3,5	4,5	5,5
$\eta_{вых}$	0,995	0,98	0,97

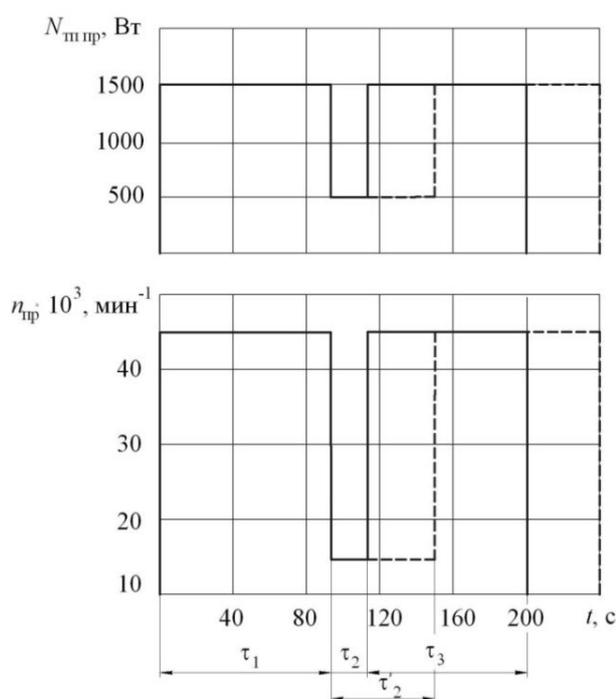


Рис.4. График нагрузки ТПК:

- запроектированный (оптимистичный) вариант проектных данных;
- - - пессимистичный вариант проектных данных

На начальном этапе проектирования зачастую неизвестно точное время работы турбопривода на рабочих режимах. В данном примере неопределённым по периоду работы считается холостой режим с $\tau = 20 \dots 60$ с.

Значения $T_{вх}^* = 300$ К, $p_{вх}^* = 100$ кПа были детерминированными, а значения

$p_{вх}^*$ неоднозначными. Рассматривалось три варианта задания $p_{вх}^*$ (табл.1). При этом в процессе функционирования ТПК $p_{вх}^* = \text{const}$, что позволило исключить параметр $\pi_{тп}$ из числа независимых переменных. Среди независимых геометрических параметров не оптимизировались только $(b/t)_{ПК}$ и $\beta_{2эф}$, значения которых соответствовали рациональным по КПД с учётом требований технологичности изготовления лопаточных венцов: $(b/t)_{ПК} = 1,97$ и $\beta_{2эф} = 56^\circ$ у ЦС ТСММ, $(b/t)_{ПК} = 1,1$ и $\beta_{2эф} = 27^\circ$ у ОТСММ [5]. Величина характерного диаметра турбины $D_{1(ср)}$ варьировалась в диапазоне 55...60 мм, что соответствует $\bar{D}_M = 1,1 \dots 1,2$. Все остальные параметры выбирались из допустимых диапазонов их варьирования [6].

Эффективность ТПК оценивалась по двум критериям: суммарному общережимному удельному расходу $G_{тп уд\Sigma}$ и соответствующей удельной массе ТПСММ $M_{тп уд\Sigma}$ [1]. Для данной задачи была принята одинаковая значимость вариантов исходных данных и критериев оценки: $\rho_r = \rho_q = 1$. В табл. 2 представлены её результаты в виде матрицы критериев $\|y_{23}\|$ для двух типов ТСММ.

В результате параметрической оптимизации с использованием минимаксного принципа оптимальности рациональным и надёжным решением оказался выбор ОТСММ или ЦС ТСММ с параметрами, соответствующими варианту задания исходных данных b_3 . В ходе структурной оптимизации (табл. 3) выяснено, что наилучшим из этих вариантов является ОТСММ. Это обусловлено наименьшим отклонением $\max_r \sum_{p=1}^g \Delta y_{rp}$.

Основные результаты и выводы

В статье описано применение методов структурно-параметрической оптимизации при выборе параметров турбин сверхмалой мощности в системе турбопривода.

Таблица 2 – Совмещённая матрица критериев $\|y_{23}\|$ для двух типов ТСММ

Тип турбины	Варианты сочетания исходных данных	Вектор критериев оценки эффективности Y		Векторы рациональных решений X_R и U_R						
		$G_{тп\ уд\Sigma}$, кг/Вт·с	$M_{тп\ уд\Sigma}$, кг/Вт·с	$Y_{т\ p}$	$\frac{h_{CA}}{D_{1cp}}$	$\alpha_{1эф}$	ε	\bar{D} $(\bar{\delta}_{крCA})$	$\bar{F}_{ПК}$ $(\frac{s}{h})_{CA}$	\bar{D}_M
ЦС ТСММ	b_1	0,0186	$7,9 \cdot 10^{-4}$	0,308	0,01	12,34	0,678	0,622	0,975	1,11
	b_2	0,0231	0,0013	0,361	0,024	13,98	0,753	0,662	0,994	1,11
	b_3	0,0368	0,00234	0,358	0,027	12,91	0,783	0,682	1,022	1,11
ОТСММ	b_1	0,0165	$3,96 \cdot 10^{-4}$	0,258	0,012	7,54	1	0,14	7,8	1,1
	b_2	0,0212	$5,18 \cdot 10^{-4}$	0,269	0,013	9,48	1	0,14	7,8	1,09
	b_3	0,0365	0,0012	0,317	0,048	10,11	0,97	0,42	3,2	1

Таблица 3 – Матрица критериальных отклонений $\|y_{23}\|$ для двух типов ТСММ

Матрица критериальных отклонений $\ y_{23}\ $							
Тип турбины	Вектор критериальных отклонений $\Delta Y, \%$	Варианты сочетания исходных данных			$\sum_{p=1}^g \Delta y_{rp}$	$\max_r \sum_{p=1}^g \Delta y_{rp}$	$\min_k \max_r \sum_{p=1}^g \Delta y_k$
		b_1	b_2	b_3			
ЦС ТСММ	$\Delta G_{тп\ уд\Sigma}$	16,2	45	130	191,2	191,2	ОТСММ
	$\Delta M_{тп\ уд\Sigma}$	10,3	15	163	188,3		
ОТСММ	$\Delta G_{тп\ уд\Sigma}$	0	15	74,4	89,4	89,4	
	$\Delta M_{тп\ уд\Sigma}$	0	25,7	37,1	62,8		

Представлен метод и алгоритм формирования конструктивно-геометрического облика ТСММ, заключающийся в выборе наилучшей схемы проточной части турбины с рациональными значениями геометрических параметров, соответствующих оптимальному расчётному режиму. На примере начального проектирования многорежимного центростремительного турбопривода технологического назначения (ТПС) осуществлена оценка достоверности и эффективности разработанного метода путём сравнения результатов его применения с результатами проектирования по методу [4] и данными вычислительного эксперимента. Расхождение в определении общережимного КПД между

двумя методами составило 7%, а с результатами эксперимента – 1,5%, что свидетельствует о достоверности разработанного метода. Эффективность метода подтверждается повышением КПД исходного варианта ТПК на 6,5% и снижением его массы на 25%. Спроектирована осевая турбина для турбопривода коммутирующего устройства, применение которой вместо центростремительной при неблагоприятном варианте исходных данных позволило уменьшить удельный расход рабочего тела и удельную массу привода на 24 и 48% соответственно.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках базовой части государственного задания.

Библиографический список

1. Калабухов Д.С., Григорьев В.А., Радько В.М. Вопросы оптимального проектирования турбин сверхмалой мощности // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5(47), ч. 2. С. 189-200.
2. Григорьев В.А., Зрелов В.А. Игнаткин Ю.Н. и др. Вертолётные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
3. Маслов В.Г., Кузьмичёв В.С., Коварцев А.Н., Григорьев В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД: учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический ун-т, 1996. 147 с.
4. Матвеев В.Н. Метод проектного расчёта многорежимных турбоприводов на базе центростремительных турбин // Вестник СГАУ. Серия: Проблемы развития двигателестроения. 1999. Вып. 3, ч. 2. С. 14-19.
5. Калабухов Д.С. О формировании математических моделей энергетических критериев оценки эффективности турбоприводов сверхмалой мощности на основе результатов вычислительных факторных экспериментов // Сборник трудов VII Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения». Уфа: УГАТУ, 2013. С. 99-100.
6. Григорьев В.А., Радько В.М., Калабухов Д.С. Выбор диапазонов и уровней варьирования факторов плана эксперимента при испытаниях одноступенчатых турбин сверхмалой мощности // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 6(30). С. 92-106.

Информация об авторах

Калабухов Дмитрий Сергеевич, младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: dskalabuhov@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы в турбинах сверхмалой мощности.

Григорьев Владимир Алексеевич, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный ис-

следовательский университет). E-mail: va_grig@ssau.ru. Область научных интересов: испытание авиационных двигателей, начальное проектирование газотурбинных двигателей.

Радько Владислав Михайлович, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: radko@ssau.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в турбинах сверхмалой мощности.

FORMATION OF A METHOD OF CHOOSING RATIONAL VALUES OF ULTRALOW POWER TURBINE PARAMETERS IN A TURBINE DRIVE SYSTEM

© 2014 D.S. Kalabuhov, V.A. Grigoryev, V.M. Rad'ko

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The problem of structural and parametric optimization of ultralow power turbine (ULPT) in the system of turbine drive (ULPTD) on the initial design stage is formulated. It is described a method and algorithm for selection of rational value sand schemes of ULPT during optimization. Optimization problem involves the use of par-

ametric minimax principle of optimality in the choice of a rational variant of the turbine, which ensures the reliability of selected solutions. The estimation of the reliability and method effectiveness developed by its validation with the method of designing multimode ULPTD and results of computational experiments. The examples of energy and mass efficiency improving of aerospace turbine drive special purpose using the developed method are given. Validation was carried out by the example of the initial design of multi-mode centripetal turbine drive for special purposes. It has been shown that the efficiency by mass turbine drive special purpose can be enhanced with minimal loss in efficiency, if the two-criteria optimization problem solving. Its decision at a loss in terms of efficiency and weight of 1.8% and 11% with respect to the results of a one-criterion optimization possible to increase the efficiency of turbine drive initial version by 6.5% and reduce its weight by 25%. Also it is formed a look of turbine drive switching device. The use of axial turbine instead of centripetal at worst case of original data has allowed to reduce the specific consumption of working fluid and the specific drive mass on the 24 and 48%, respectively.

Ultralowpower turbine, turbine drive, structural and parametric optimization, choice of parameters, axial turbine, the centripetal turbine, the estimated mode efficiency.

References

1. Kalabuhov D.S., Grigoryev V.A., Rad'ko V.M. Problems of ultralow power turbine design in a turbine drive system // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2014. № 5(47), part 2. P. 189-200. (In Russ.)
2. Grigor'ev V.A., Zrel'ov V.A., Ignatkin Y.M. et al. Vertoletnye gazoturbinnye dvigateli [Helicopter gas turbine engines]. M.: Mashinostroenie Publ., 2007. 491 p.
3. Maslov V.G. Kuz'michev V.S., Kovartsev A.N., Grigoriev V.A. Teoriya i metody nachal'nykh etapov proektirovaniya aviatsionnykh GTD: ucheb. posobie [Theory and methods of the GTE initial design stages]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1996. 147 p.
4. Matveev V.N. The method of design calculation of multimode turbine drive based on centripetal turbines // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta. Seriya: Problemy razvitiya dvigatelestroeniya. 1999. Iss. 3, part 2. P. 14-19. (In Russ.)
5. Kalabuhov D.S. O formirovani matematicheskikh modeley energeticheskikh kriteriev otsenki effektivnosti turboprivodov sverkhmaloy moshchnosti na osnove rezul'tatov vychislitel'nykh faktornykh eksperimentov // Sbornik trudov VII Vserossiyskoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii «Mavlyutovskie chteniya». Ufa: Ufa St. Aviation Technical University Publ., 2013. P. 99-100. (In Russ.)
6. Grigor'ev V.A., Rad'ko V.M., Kalabuhov D.S. Choice of the range and levels of varying factors experiment plan for testing single-stage ultralow power turbine // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2011. № 6(30). P. 92-106. (In Russ.)

About the authors

Kalabuhov Dmitry Sergeevich, junior researcher of SEC GDR, Samara State Aerospace University. E-mail: dskalabuhov@gmail.com. Area of Research: working processes in ultralow power turbines.

Grigoriev Vladimir Alekseevich, Doctor of Science (Engineering), professor of the aircraft engines theory department, Samara State Aerospace University. E-mail: va_grig@ssau.ru. Area of Research: the

choice of parameters and design of small gas turbine engines.

Radko Vladislav Mikhailovich, Candidate of Science (Engineering), associate professor of the aircraft engines theory department, Samara State Aerospace University. E-mail: radko@ssau.ru. Area of Research: working processes in ultralow power turbines.