

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КРИТЕРИЕВ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТУРБИН СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ

© 2016

- Д. С. Калабухов** кандидат технических наук, ассистент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, dskalabuhov@gmail.com
- В. А. Григорьев** доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, va_grig@ssau.ru
- В. М. Радько** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, radko@ssau.ru

Турбоприводы сверхмалой мощности (ТПСММ) применяются в аэрокосмической и другой транспортной технике в качестве источников энергии различных, как правило вспомогательных, агрегатов. Основными составными узлами ТПСММ являются входное устройство, турбина сверхмалой мощности и выходное устройство. Актуальной задачей является повышение эффективности турбоприводов сверхмалой мощности. Энергетические показатели, такие как мощностной КПД и удельный расход рабочего тела, являются одними из важнейших показателей эффективности. В статье рассмотрены схемы осевых и центростремительных турбин сверхмалой мощности (ТСММ), описаны их основные режимные и геометрические параметры, влияющие на энергетическую эффективность привода. Приведены математические модели КПД турбин двух типов, полученные по результатам проведения газодинамических вычислительных экспериментов. Изложены результаты статистического корреляционно-регрессионного анализа результатов вычислительных экспериментов, показавшие адекватность математических моделей. Исследована степень влияния факторов модели и их взаимодействий на изменение КПД с использованием коэффициентов влияния и графического анализа результатов оптимизации параметров турбины.

Турбина сверхмалой мощности; турбопривод; критерии оценки эффективности; КПД; математическая модель; коэффициенты влияния.

Цитирование: Калабухов Д.С., Григорьев В.А., Радько В.М. Разработка математических моделей энергетических критериев оценки эффективности турбин сверхмалой мощности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 204-215.

DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-204-215

Турбоприводы сверхмалой мощности находят применение в качестве двигателей электрических и механических вспомогательных бортовых агрегатов летательных аппаратов и энергетических установок [1]. Мощность ТПСММ обычно ограничена диапазоном $N_{mn} = 0,01 \dots 10$ кВт, что во многом определяет миниатюрность их основных узлов: входного устройства, турбины и выходного устройства. Максимальный диаметр рабочего колеса турбины, как правило, не превышает 100 мм, а высота сопловой лопатки – 1...10 мм. В качестве рабочего тела обычно используется сжатый воздух.

Для оценки эффективности таких устройств применяют совокупность различных критериев оценки эффективности. Важную роль при оценке уровня качества проектируемого ТПСММ играют энергетические критерии, такие как КПД η_{mn} и удельный расход рабочего тела $G_{mn \text{ уд}} = (G / N)_{mn}$ [2]. Величины этих параметров можно оценить по формулам

$$G_{m \text{ уд}} = \sigma_{\text{ex}} G_{m \text{ уд}} \sigma_{\text{вых}}; \quad (1)$$

$$\eta_{mn} = \eta_{\text{ex}} \eta_m \eta_{\text{вых}}, \quad (2)$$

где $\sigma_{\text{ex}} = 0,85 \dots 0,95$ – коэффициент потери давления заторможенного потока во входном устройстве [3];

$\sigma_{\text{вых}} = 0,85 \dots 0,99$ – коэффициент потери давления заторможенного потока в выходном устройстве [3];

$G_{m \text{ уд}} = (G/N)_m$ – удельный расход рабочего тела через турбину сверхмалой мощности (ТСММ);

$$\eta_{\text{ex}} = \frac{1 - (1/\pi_{mn} \sigma_{\text{ex}})^{\frac{k-1}{k}}}{1 - (1/\pi_{mn})^{\frac{k-1}{k}}} = 0,78 \dots 0,98 \quad \text{– коэффициент энергетического совершенства}$$

входного устройства;

$$\eta_{\text{вых}} = \frac{1 - (\bar{p}_2/\pi_{mn} \sigma_{\text{ex}})^{\frac{k-1}{k}}}{1 - (1/\pi_{mn} \sigma_{\text{ex}})^{\frac{k-1}{k}}} = 0,8 \dots 0,995 \quad \text{– коэффициент энергетического совершенства}$$

выходного устройства;

$\pi_{mn} = p_{\text{ex}}^*/p_{\text{вых}}$ – КПД турбопривода;

$\bar{p}_2 = p_2/p_{\text{вых}}$ – степень расширения потока в выходном устройстве.

Отметим, что на начальных этапах проектирования требуется синтезировать рациональный облик турбины в системе турбопривода, а влияние входных и выходных устройств на него допустимо учитывать с помощью указанных выше диапазонов значений коэффициентов, характерных для практики проектирования ТПСММ [4]. Для формирования облика рабочего процесса турбины необходимо наличие обоснованных математических моделей критериев оценки его эффективности.

Большинство проводимых ранее экспериментальных исследований ТСММ представляли собой совокупность последовательных однофакторных экспериментов, при которой все влияющие факторы эксперимента, кроме одного, считаются постоянными и рассматриваются вариации последнего во всём интервале допустимых значений. Такая постановка эксперимента имеет ряд недостатков: не учитывается взаимное влияние ряда параметров, велико число необходимых опытов в эксперименте, затруднено получение удобных обобщённых зависимостей критериев от большего количества независимых параметров.

Для устранения указанных недостатков авторами были разработаны методики планирования факторного эксперимента [4; 5], позволяющие в явном виде учесть влияние десяти основных параметров осевых (рис. 1, а) и центростремительных (рис. 1, б) ТСММ на энергетические критерии последних.

Перечислим эти параметры [6]:

$Y_m = 0,1 \dots 0,58$ – параметр нагруженности ТСММ;

$\pi_m = 1,05 \dots 6$ – степень понижения давления в турбине;

$\frac{h_{CA}}{D_1} \left(\frac{h_{CA}}{D_{cp}} \right) = 0,01 \dots 0,05$ – относительная высота лопатки соплового аппарата (СА);

$\alpha_{1\text{эф}} = 5 \dots 25^\circ$ – эффективный угол выхода потока из СА;

$\varepsilon = 0,1 \dots 1$ – степень парциальности;

$\bar{D} = D_2 / D_1$ – отношение выходного диаметра D_2 рабочего колеса (РК) к его входному диаметру D_1 в центростремительной (ЦС) ТСММ;

$\bar{\delta}_{кр\ CA} = 0,14 \dots 0,42$ – относительная толщина выходной кромки лопатки СА в осевой ТСММ (ОТСММ);

$(b/t)_{РК} = \begin{cases} 1,2 \dots 2,2 & \text{для ЦС ТСММ} \\ 1 \dots 1,7 & \text{для ОТСММ} \end{cases}$ – густота решётки РК;

$\beta_{2эф} = 15 \dots 40^\circ$ – эффективный угол выхода потока из РК;

$\bar{F}_{РК} = F_2 / F_1 = 0,625 \dots 2,625$ – отношение площади канала на выходе из РК к площади на входе в РК ЦС ТСММ;

$(s/h)_{CA} = 3,2 \dots 7,8$ – удлинение СА;

$\bar{D}_M = \begin{cases} 0,4 \dots 1,6 & \text{для ЦС ТСММ} \\ 0,4 \dots 2 & \text{для ОТСММ} \end{cases}$ – фактор масштабности, учитывающий влияние отклонения величины диаметра $D_{1(ср)}$ ступени от величины диаметра испытуемой ступени турбины $D_{1(ср)исп} = 50$ мм на её эффективность. Индекс «ср» относится к среднему диаметру ступени ОТСММ.

нания величины диаметра $D_{1(ср)}$ ступени от величины диаметра испытуемой ступени турбины $D_{1(ср)исп} = 50$ мм на её эффективность. Индекс «ср» относится к среднему диаметру ступени ОТСММ.

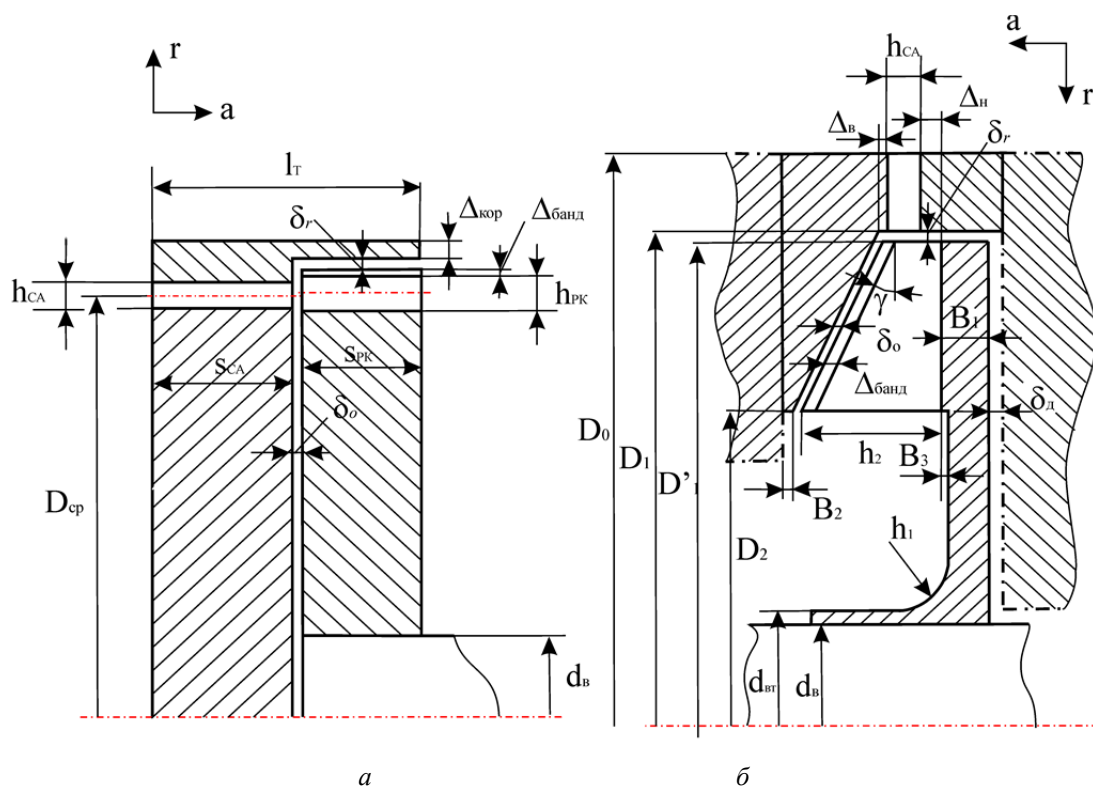


Рис. 1. Схема одноступенчатой ТСММ:
а – осевого типа; б – центростремительного типа

Основные результаты корреляционно-регрессионного анализа данных вычислительных экспериментов

По разработанным планам эксперимента [4; 5] были проведены виртуальные испытания турбин двух типов течения потока с использованием программного пакета ANSYS CFX. Особенности постановки, проведения и некоторые результаты этих исследований приведены в работах [3; 6].

Для получения универсальных зависимостей критериев оценки эффективности от режимных и геометрических параметров была проведена статистическая обработка полученных в ходе вычислительных экспериментов результатов с помощью корреляционно-регрессионного анализа. Для ускорения и автоматизации проведения анализа использовались модули планирования эксперимента статистического пакета STATISTICA 8.0.

Регрессионные модели КПД осевой (О) и центробежной (ЦС) турбин представляют собой полные полиномы второго порядка:

$$\begin{aligned} \eta_{mO} = & -0,393 + 1,073Y_m - 3,165Y_m^2 - 4,018(h_{CA}/D_{cp}) + 65,827(h_{CA}/D_{cp})^2 + \\ & + 0,0495\alpha_{1\varphi} - 0,0011\alpha_{1\varphi}^2 + 0,795\varepsilon - 0,256\varepsilon^2 - 0,11(b/t)_{PK}^2 - \\ & - 0,002(s/h)_{CA}^2 + 0,091Y_m\pi_m + 6,022Y_m(h_{CA}/D_{cp}) + 0,599Y_m\varepsilon + \\ & + 4,345(h_{CA}/D_{cp})(b/t)_{PK} - 0,029\alpha_{1\varphi}\varepsilon - 0,068\pi_m\bar{\delta}_{kpCA} + \\ & + 0,12\bar{\delta}_{kpCA}(b/t)_{PK} - 0,006Y_m(b/t)_{PK} + 0,195Y_m\bar{D}_M + \\ & + 0,045Y_m(s/h)_{CA} - 0,0019\pi_m(s/h)_{CA} - \\ & - 1,106(h_{CA}/D_{cp})(s/h)_{CA} + 0,033(b/t)_{PK}(s/h)_{CA}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \eta_{mЦС} = & -0,886 + 2,71Y_m - 3,287Y_m^2 - 0,0023\pi_m^2 - 5,929(h_{CA}/D_1) - 47,762(h_{CA}/D_1)^2 + \\ & + 0,0126\alpha_{1\varphi} - 0,0003\alpha_{1\varphi}^2 + 0,345\varepsilon - 0,227\varepsilon^2 + 1,553\bar{D} - 1,257\bar{D}^2 - \\ & - 0,0187(b/t)_{PK}^2 + 0,003\beta_{2\varphi} - 1,8 \cdot 10^{-5}\beta_{2\varphi}^2 - 0,012\bar{F}^2 + 0,227\bar{D}_M - \\ & - 0,103\bar{D}_M^2 - 0,0097Y_m\alpha_{1\varphi} + 0,452Y_m\varepsilon - 0,0049\alpha_{1\varphi}\varepsilon - \\ & - 0,441Y_m\bar{D} + 10,141(h_{CA}/D_1)\bar{D} - 0,0062Y_m\beta_{2\varphi} - \\ & - 0,133\varepsilon\bar{D} + 0,19Y_m(b/t)_{PK} + 0,0163\pi_m(b/t)_{PK} - \\ & - 0,0042\pi_m\bar{F} + 1,468(h_{CA}/D_1)\bar{F} + 0,22Y_m\bar{D}_M. \end{aligned} \quad (4)$$

Используя (3) или (4), следует воспользоваться теоретической формулой для определения приведённого удельного расхода рабочего тела $G_{m\ yd\ np}$:

$$G_{m\ yd\ np} = (G/N)_{m\ np} = \frac{1}{L_{ms}\eta_m} \cdot \frac{T_0^*}{288} = \frac{k-1}{288kR \left(1 - \frac{1}{\pi_m^{\frac{k-1}{k}}} \right)} \eta_m. \quad (5)$$

Расчёт коэффициентов регрессии проводился пошагово с исключением незначимых факторов с помощью F -критерия Фишера при уровне значимости $\alpha < 0,05$ и доверительной вероятности $P = 0,95$.

Важнейшими параметрами, характеризующими качество многомерной регрессии, являются коэффициент корреляции R , множественный коэффициент детерминации R^2 , скорректированный множественный коэффициент детерминации R_a^2 , величина F -критерия модели, среднеквадратичная ошибка модели регрессии MS и средняя ошибка аппроксимации \bar{A}_{app} [7]. В табл. 1 приведены значения этих показателей, полученные для регрессионных моделей КПД турбин η_m .

Таблица 1. Показатели качества регрессионных моделей КПД ТСММ

Показатель	Значение показателя для модели η_m ОТСММ	Значение показателя для модели η_m ЦС ТСММ
R	0,983	0,9925
R^2	0,967	0,985
R_a^2	0,959	0,9816
$F F_{кр}$	196,24 1,659	278,32 1,703
$\bar{A}_{app}, \%$	2,2	1,01

Анализ приведённых показателей свидетельствует о хорошей адекватности аппроксимационной модели, а погрешности определения критериев по модели оказались даже меньше максимальной погрешности их нахождения в процессе натурального эксперимента [3].

Оценка влияния режимных и геометрических параметров ТСММ на их энергетическую эффективность по математическим моделям

Регрессионные модели (3) и (4) включают в себя все десять основных параметров, причём часть из них учитывается как в качестве главных эффектов, так и эффектов взаимодействий, а другая часть – только во взаимодействиях эффектов. Поэтому для решения задачи прогнозирования величин η_m и $G_{m \text{ уд } np}$ должны быть заданы все десять параметров турбины. Но это не означает, что для отыскания экстремумов энергетических критериев оценки необходима оптимизация всех параметров. Параметры, слабо влияющие на конечный результат оптимизации, могут задаваться как ограничения или неопределённые исходные данные. Для их отыскания нужно определить коэффициенты влияния $K_{\delta xi} = \delta x_i / \delta \hat{Y}_j$, показывающие на сколько процентов изменяется функция отклика при изменении i -го фактора на один процент, и провести предварительную оптимизацию η_m и $G_{m \text{ уд } np}$ в возможных диапазонах изменения значений параметров без дополнительных функциональных ограничений.

Принято оценивать влияние факторов на отклик нелинейной модели по средним коэффициентам влияния [8]

$$K_{\delta xi \text{ ср}} = \frac{\partial \hat{Y}}{\partial x_i} \cdot \frac{x_{i \text{ ср}}}{\hat{Y}_{\text{ср}}}, \quad (6)$$

характеризующим на сколько процентов изменится отклик \hat{Y} относительно своего среднего значения $\hat{Y}_{\text{ср}}$, если фактор x_i отклонится от среднего значения $x_{i \text{ ср}}$ на 1%.

Интерес представляют и коэффициенты $K_{\delta x_i opt}$, позволяющие оценить влияние факторов на отклик при отклонении в большую сторону соответствующих величин от оптимума на 1%. Значения коэффициентов влияния приведены в табл. 2.

Таблица 2. Коэффициенты влияния $K_{\delta x_i cp}$ и $K_{\delta x_i opt}$

x_i	$\frac{\delta x_i cp}{\delta \eta_{mO cp}}$	$\frac{\delta x_i opt}{\delta \eta_{mO opt}}$	$\frac{\delta x_i cp}{\delta \eta_{mЦС cp}}$	$\frac{\delta x_i opt}{\delta \eta_{mЦС opt}}$	$\frac{\delta x_{icp}}{\delta G_{m yd npO cp}}$	$\frac{\delta x_i opt}{\delta G_{m yd npO opt}}$	$\frac{\delta x_{icp}}{\delta G_{m yd npЦС cp}}$	$\frac{\delta x_i opt}{\delta G_{m yd npЦС opt}}$
Y_T	0,386	0,2	0,633	0,375	-0,386	-0,2	-0,642	0,375
π_T	-0,056	0,155	0,03	0,066	-0,6	-0,582	-0,689	-1,03
$h_{CA}/D_{\varphi(1)}$	0,087	0,548	0,028	0	-0,087	-0,548	-0,028	0
$\alpha_{1\varphi}$	0,036	-0,011	-0,103	-0,025	-0,036	0,011	0,084	0,025
ε	0,265	0,253	0,044	-0,073	-0,265	-0,253	-0,046	0,073
$\bar{\delta}_{крCA}$	-0,052	-0,035	0,056	-0,002	0,052	0,035	-0,056	0,002
\bar{D}								
$(b/t)_{PK}$	0,155	-0,073	0,152	0,135	-0,155	0,073	-0,157	-0,135
$\beta_{2\varphi}$	-0,098	-0,06	-0,008	-0,134	0,098	0,06	0,002	0,134
$(s/h)_{CA}$	-0,079	-0,021	-0,054	-0,03	0,079	0,021	0,054	0,03
\bar{F}								
\bar{D}_M	0,139	0,194	0,164	0,165	-0,139	-0,194	-0,159	0,165

Из таблицы следует, что коэффициенты влияния различны при фиксации факторов на среднем или оптимальном уровнях. Но в обоих случаях изменение любого варьируемого фактора на 1% приводит к изменению КПД на доли процента, что свидетельствует о пологости функции КПД как в окрестности их средних значений, так и в окрестности оптимумов. Данный факт позволяет сделать важный вывод о возможности формирования широких рациональных областей параметров путём отступа от оптимума на допустимую в пределах погрешности расчёта величину $\Delta \eta_m$ (рис. 2).

Также можно заметить, что у ОТСММ слабо влияющими факторами вблизи своих оптимумов являются $\alpha_{1\varphi}$, $\bar{\delta}_{крCA}$, $\beta_{2\varphi}$ и $(s/h)_{CA}$. У ЦС ТСММ в качестве таких факторов следует отметить π_m , h_{CA}/D_1 , $\alpha_{1\varphi}$, \bar{D} и \bar{F} . Для обоих типов турбин очень важными параметрами оказались Y_m и \bar{D}_M . Влияние всех параметров, кроме π_m , на $G_{m yd np}$ аналогичное, но противоположное по знаку, что легко объясняется характером зависимости (3). Коэффициенты влияния играют большую роль при анализе экспериментальных зависимостей, но в случае нелинейного поведения функции окончательное решение о включении тех или иных факторов в задачу оптимизации можно принять только после графического анализа характеристик.

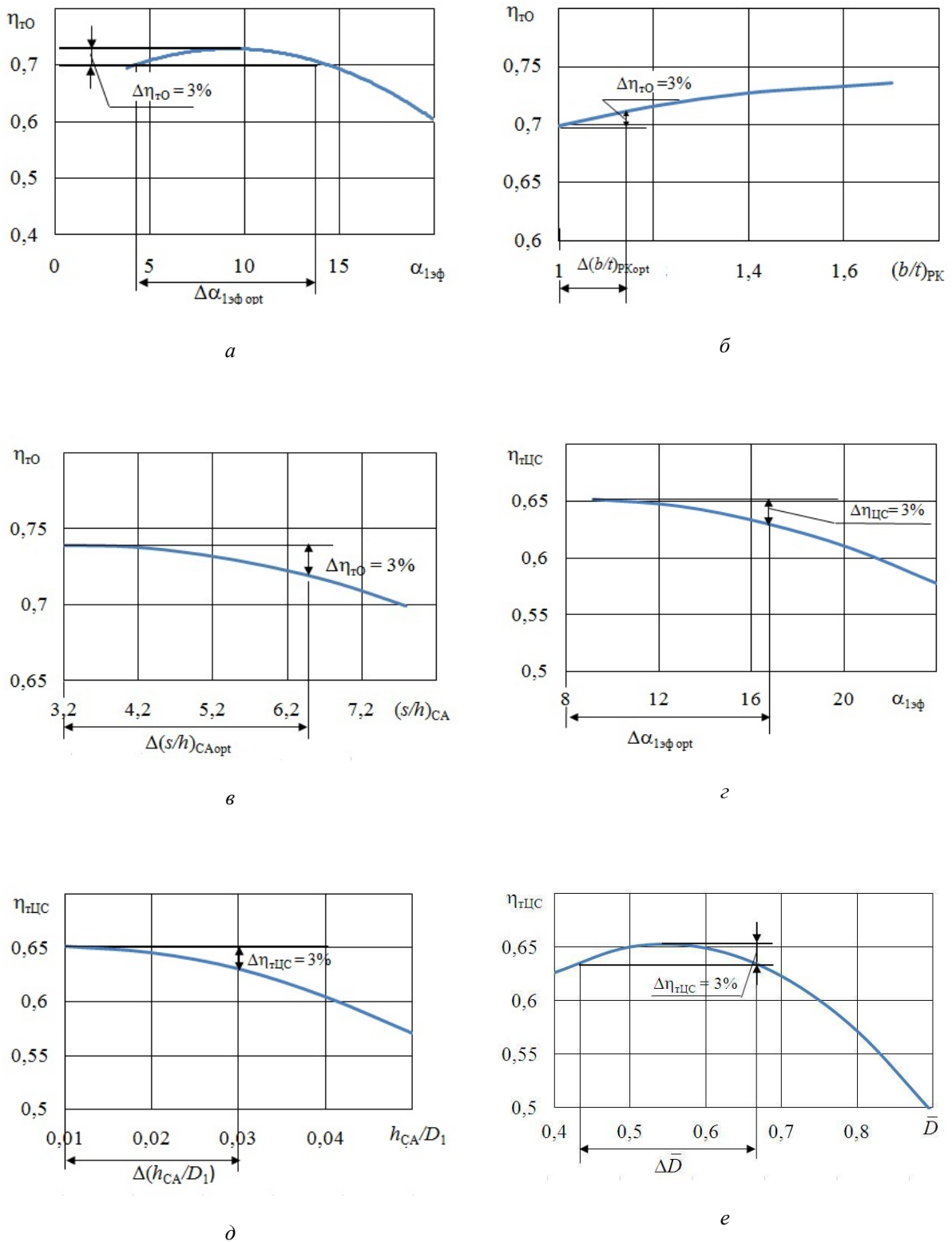


Рис. 2. Формирование рациональных по КПД областей некоторых геометрических параметров ТСММ при многопараметрической оптимизации:

$$a - \eta_{m0} = f(\alpha_{1\text{эф}}); \quad б - \eta_{m0} = f((b/t)_{\text{ПК}}); \quad в - \eta_{m0} = f((s/h)_{\text{CA}});$$

$$з - \eta_{\text{мцс}} = f(\alpha_{1\text{эф}}); \quad д - \eta_{\text{мцс}} = f(h_{\text{CA}}/D_1); \quad е - \eta_{\text{мцс}} = f(\bar{D})$$

На рис. 3 показаны результаты оптимизации параметров без ограничений по регрессионной модели $\eta_{mЦС}$ при фиксации остальных параметров на оптимальном уровне. Оптимизация проводилась методами глобальной оптимизации с помощью пакета STATISTICA.

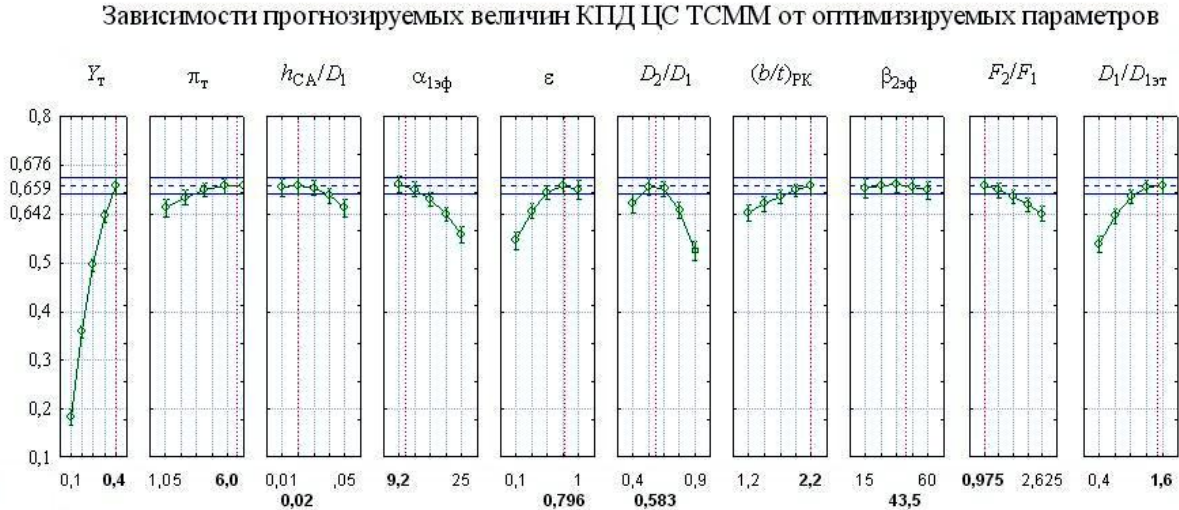


Рис. 3. Результаты оптимизации влияющих на КПД ЦС ТСММ параметров:
 ○ – расчётная точка; I – вариация значения КПД;
 — — 95% доверительная граница $\eta_{m\ opt}$; - - - - - оптимум варьируемого параметра

Видно, что, несмотря на высокую точность регрессионных моделей, вблизи оптимумов наблюдаются большие доверительные интервалы по величине КПД и, соответственно, погрешности расчёта, составляющие около 5%. Но все зависимости имеют выраженную тенденцию своего поведения, что говорит о допустимости использования регрессионных моделей в задаче оптимизации на начальных этапах проектирования. Аналогичная ситуация имеется и при оптимизации ОТСММ.

В пределах выбранных диапазонов варьирования значения практически всех параметров выходят за доверительные интервалы, поэтому в случае их оптимизации в заданных диапазонах формально ни один из них не может быть исключен из числа варьируемых.

Однако исключение параметра из числа оптимизируемых возможно при выполнении условий:

- взаимовлияние этого параметра с режимным на КПД должно либо отсутствовать, либо быть очень слабым;
- его взаимовлияние совместно с другим геометрическим параметром на КПД должно отсутствовать.

Проанализируем такую возможность на примере зависимостей $\eta_{mO} = f\left[\left(b/t\right)_{PKcp}, \beta_{2эф}\right]$ и $\eta_{mЦС} = f\left(h_{CA}/D_1, \bar{F}\right)$, показанных на рис. 4.

Согласно рис. 4, а оптимальная величина КПД осевой турбины должна лежать в диапазоне $\eta_{mO\ opt} = 0,75 \dots 0,8$. Тогда область рациональных значений $\left(b/t\right)_{PK}$, $\beta_{2эф}$ достаточно широка, а сами значения можно выбирать из диапазонов $\left(b/t\right)_{PK\ opt} = 1,1 \dots 1,7$ и $\beta_{2эф\ opt} = 15 \dots 27^\circ$. Похожая ситуация складывается и в процессе

поиска оптимальных $(b/t_{cp})_{PK}$, $\beta_{2эф}$ центростремительной турбины, но здесь $(b/t_{cp})_{PKopt} = 1,7 \dots 2,2$ и $\beta_{2эфopt} = 20 \dots 60^\circ$.

На рис. 4, б показана зависимость, интересная своим наглядным отображением взаимовлияния двух факторов на КПД. Характер функции $\eta_{mЦС} = f(h_{CA}/D_1, \bar{F})$ объясняется тем, что для роста КПД необходимо уменьшение высоты лопатки h_2 при малых h_{CA}/D_1 (а значит и малых h_1), поскольку в этом случае уменьшается осевая составляющая скорости в канале РК и увеличивается окружная закрутка потока на выходе из него [9].

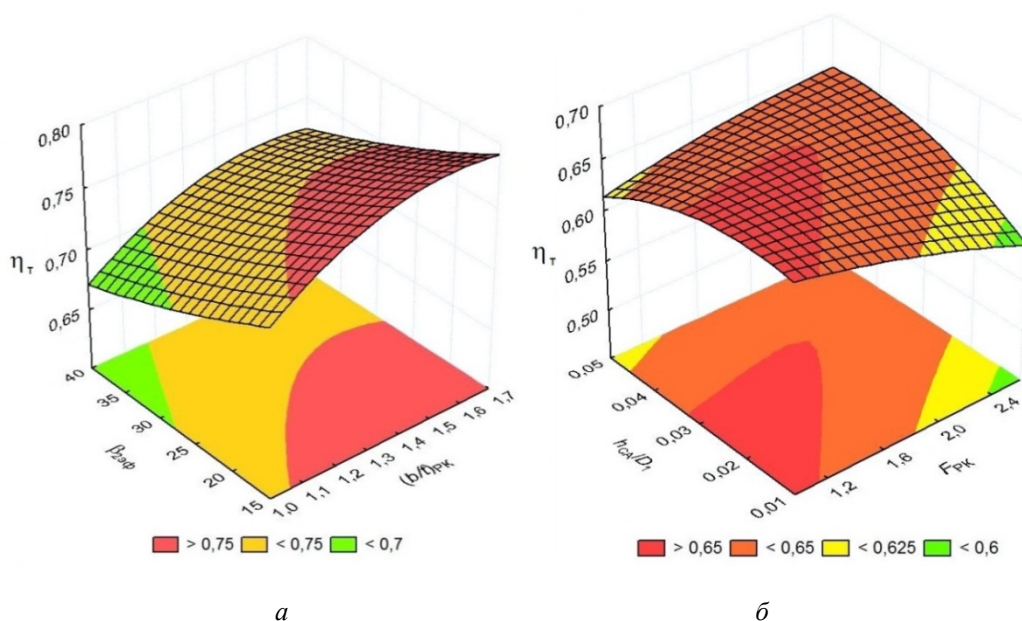


Рис. 4. Зависимости КПД турбин от некоторых режимных и геометрических параметров при фиксации остальных параметров на оптимальных уровнях варьирования:
 $a - \eta_{mO} = f[(b/t_{cp})_{PK}, \beta_{2эф}]$; $b - \eta_{mЦС} = f(h_{CA}/D_1, \bar{F})$;

При значениях h_{CA}/D_1 , близких к верхней границе его диапазона, увеличение \bar{F} в пределах диапазона варьирования не вызывает существенного роста отношения h_2/h_1 и, соответственно, практически не способствует возникновению указанных выше явлений. Наоборот, уменьшение \bar{F} обуславливает более интенсивное снижение h_2/h_1 и возрастание давления в межвенцовом зазоре p_1 с соответствующим ростом утечек в осевом зазоре и падением КПД. Существенное взаимовлияние h_{CA}/D_1 и \bar{F} не позволяет исключить их из числа независимых переменных задачи оптимизации.

В результате анализа выражений (3), (4) и рис. 4 выявлено два параметра, которые допустимо исключить из числа влияющих на результат вычислений по регрессионным моделям КПД у обоих типов турбин – $(b/t_{cp})_{PK}$ и $\beta_{2эф}$.

Заключение

Представленные математические регрессионные модели оценки КПД турбин осевого и центростремительного типов могут использоваться в выражениях для определения энергетических критериев оценки эффективности, таких как удельный расход рабочего тела и КПД турбопривода в целом. Адекватность полученных выражений обеспечена положительными результатами верификации результатов расчёта по регрессионным моделям с данными натурных и вычислительных экспериментов в широких диапазонах значений режимных и геометрических параметров турбин.

Применение разработанных математических моделей целесообразно при решении задач выбора оптимальных параметров турбины по критериям оценки эффективности турбопривода.

Библиографический список

1. Григорьев В.А., Радько В.М., Калабухов Д.С. Анализ состояния проблемы повышения эффективности турбоприводов сверхмалой мощности и пути её решения // *Авиационно-космическая техника и технологии*. 2010. № 7 (74). С. 168-172.
2. Калабухов Д.С., Григорьев В.А., Радько В.М. Вопросы оптимального проектирования турбин сверхмалой мощности // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2014. № 5 (47), часть 2. С. 189-200.
3. Калабухов Д.С. Методы и средства повышения эффективности турбоприводов сверхмалой мощности при начальном проектировании. Автореферат диссертации на соискание учёной степени кандидата технических наук. Самара, 2014. 16 с.
4. Григорьев В.А., Радько В.М., Калабухов Д.С. Планирование факторного эксперимента при испытаниях одноступенчатых турбин сверхмалой мощности // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2011. № 6 (30). С. 81-91.
5. 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 имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2011. № 6 (30). С. 92-106.
6. Григорьев В.А., Калабухов Д.С., Радько В.М. Численное газодинамическое моделирование одноступенчатых центростремительных турбин сверхмалой мощности // *Вестник двигателестроения*. 2013. № 2. С. 118-124.
7. Дрейпер Н., Смит. Г. Прикладной регрессионный анализ. Книга 1. М.: Финансы и статистика, 1986. 366 с.
8. Орлов А.И. Эконометрика. М.: Феникс, 2009. 576 с.
9. Матвеев В.Н., Мусаткин Н.Ф. Выбор оптимальной величины соотношения высот лопаток на выходе и входе в закрытое рабочее колесо центростремительной микро-турбины // В сб.: «Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей». Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1986. С. 92-96.

MATHEMATICAL MODELS FOR EVALUATING THE ENERGY EFFICIENCY OF ULTRALOW POWER TURBINE DRIVES

© 2016

- D. S. Kalabuhov** Candidate of Science (Engineering), Assistant Lecturer of the Aircraft Engine Theory Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, dskalabuhov@gmail.com
- V. A. Grigoryev** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Aircraft Engine Theory Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, va_grig@ssau.ru
- V. M. Rad'ko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Aircraft Engine Theory Department, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, radko@ssau.ru

Ultralow power turbine drives are used in aerospace and other transport equipment as energy for various units, mostly supplementary ones. The main components of the drives are an input device, a very low power turbine and an output device. Improving the efficiency of low-power turbine drives is a vital task. Energy indicators, such as power efficiency and specific working medium consumption of the working fluid are some of the most important performance indicators. The article presents configurations of axial and centripetal turbine ultra-low power, describes their basic operating and geometrical parameters that influence the energy efficiency of the drive. We present mathematical models of the efficiency of the turbines of two types, obtained from the results of gas-dynamic computational experiments. The results of statistical correlation and regression analysis of computational experiments presented in the article show the adequacy of the mathematical models. We analyzed the degree of influence of the model factors and their interactions on the changes in the efficiency of using the influence coefficients and graphical analysis of the results of the optimization parameters of the turbine.

Turbine ultra low power; turbine; efficiency estimation criteria; efficiency; mathematical model; influence coefficients.

Citation: Kalabuhov D.S., Grigoryev V.A., Rad'ko V.M. Mathematical models for evaluating the energy efficiency of ultralow power turbine drives. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 204-215. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-204-215

References

1. Grigoriev V.A., Rad'ko V.M., Kalabuhov D.S. The analysis of the problem of increase of efficiency turbo drive of midget power condition and the way of its decision. *Aerospace technic and technology*. 2010. No. 7 (74). P. 168-172. (In Russ.)
2. 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. No. 5 (47), part 2. P. 189-200. (In Russ.)
3. Kalabukhov D.S. *Metody i sredstva povysheniya effektivnosti turboprivodov sverkhmaloy moshchnosti pri nachal'nom proektirovanii. Avtoreferat dissertatsii na soiskanie uchenoy stepeni kand. tekhn. nauk* [Methods and means of improving the efficiency of ultralow power turbine drive at the initial stage of design: extended abstract of Cand. Sci. (Eng.) Dissertation]. Samara, 2014. 16 p.
4. Grigoryev V.A., Radko V.M., Kalabukhov D.S. Planning a factorial experiment for testing a single-stage ultralow power turbine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 6 (30). P. 81-91. (In Russ.)

5. Grigoryev V.A., Radko V.M., Kalabukhov D.S. Choise of the range and levels of varying the factors of the experiment plan for testing single-stage ultralow power turbine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 6 (30). P. 92-106. (In Russ.)
6. Grigorev V.A., Kalabukhov D.S., Rad'ko V.M. Numerical gas-dynamic simulation of singlestage centripetal ultralow power turbine. *Herald of Aeroenginebuilding*. 2013. No. 2. P. 118-124. (In Russ.)
7. Draper N., Smith H. *Applied Regression Analysis*. New York: Wiley, 1981. 709 p.
8. Orlov A.I. *Ekonometrika* [Econometrics]. Moscow: Feniks Publ., 2009. 576 p.
9. Matveev V.N., Musatkin N.F. Vybor optimal'noy velichiny sootnosheniya vysot lopatok na vykhode i vkhode v zakrytoe rabochee koleso tsentrostremitel'noy mikroturbiny. *V sb.: «Proektirovanie i dovodka aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley»*. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1986. P. 92-96. (In Russ.)