

УДК 621.438.01
Код ГРНТИ 55.37.01

doi 10.54708/19926502_2025_29310985

Экспериментальное исследование влияния высоты лопаток на газодинамические характеристики соплового аппарата центростремительной микротурбины

А.И. Щербань, В.М. Зубанов, В.Н. Матвеев, О.В. Батурина*, Бинь Нгуен Тхань

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г.Самара, Россия

Аннотация. Экспериментальным путем получены газодинамические характеристики соплового лопаточного венца центростремительной микротурбины в виде зависимостей коэффициента скорости, угла потока на выходе из соплового аппарата и угла отклонения в косом срезе межлопаточного канала от изоэнтропической скорости течения на выходе из решетки. Эти зависимости найдены при различных значениях отношения высоты сопловых лопаточных венцов к горлу межлопаточных каналов (относительной высоты лопаток) в диапазоне 0,25...2,15. Проведено определение границ погрешностей параметров экспериментальных характеристик с помощью разработанного способа оценки погрешностей косвенных измерений. Оказалось, что абсолютная погрешность определения коэффициента скорости не превышает 0,015, а угол потока – 0,5°. Установлено, что в диапазоне 0,85...2,15 относительная высота лопаток не оказывает существенного влияния на вид газодинамических характеристик, а в области 0,25...0,85 при уменьшении относительной высоты лопаток коэффициент скорости уменьшается на величину до 0,035, а углы потока возрастают на величину до 3,0°. Предложена регрессионная зависимость для определения изменения значения коэффициента скорости.

Ключевые слова: центростремительная микротурбина, сопловой аппарат, высота лопаток, коэффициент скорости, угол потока.

*baturin.ov@ssau.ru

Введение

На борту авиационных и космических летательных аппаратов широко применяются малогабаритные турбины. Их отличает малый диаметр рабочего колеса (РК) (20...100 мм), маломощность (0,01...10 кВт), быстроходность (с частотой вращения $5...100 \cdot 10^3$ мин⁻¹) [1]. Коэффициент комплексной мощности таких турбин обычно меньше $0,1 \frac{\text{kVt}}{\text{Pa} \cdot \text{K}^{0,5}} \left(\frac{\text{мин}^{-1}}{\text{K}^{0,5}} \right)^2$ и они, в соответствие с работой [2], относятся к классу микротурбин.

В аэрокосмической технике микротурбины используются в электрических турбогенераторах, турбонасосах систем топливопитания, турбостартерах, в агрегатах систем ориентации и стабилизации космических аппаратов, в коммутирующих устройствах, системах кондиционирования и вентиляции.

Снабжение микротурбин рабочим телом может осуществляться от специального газогенератора, маршевого двигателя или вспомогательной силовой установки. В ряде случаев используются пороховые газы и газы, поступающие от батареи ресиверов.

Из всех типов микротурбин наиболее часто применяются осевые и центростремительные. Выбор того или иного типа турбины определяется особенностями конструкции агрегата, местом его расположения в изделии, а также, при массовом производстве, технологичностью. В ряде случаев предпочтение отдается центростремительным микротурбинам (ЦСМТ) (Рис. 1).



Рисунок 1. Внешний вид радиальной центро斯特ремительной микротурбины.

Отличительной особенностью ЦСМТ является малый расход рабочего тела G , что обусловлено небольшими значениями мощности N . Малые расходы G приводят, во-первых, к пониженным значениям высот лопаток h (иногда менее 0,5 мм) и большим из-за этого гидравлическим потерям в проточной части (ПЧ) турбины. С целью увеличения h приходится выполнять их сопловые аппараты с малыми эффективными углами (до $\alpha_{1\phi} = 5 \dots 10^\circ$) [3–5] и иногда использовать парциальный подвод газа через сопловой аппарат (СА). Во-вторых, в рассматриваемых турбинах, во избежание существенных утечек через относительно большие радиальные зазоры [6, 7], преимущественно используются активные ступени ($\rho_{st} \approx 0$). Это, в частности, означает, что весь теплоперепад микротурбины срабатывает на СА, что приводит к повышенному перепаду давления на нем. Приведенные изоэнтропические скорости потока на выходе из СА λ_{1s} обычно больше 1.

Отмеченные выше особенности ЦСМТ, и в первую очередь относительно малые высоты лопаток, необходимо учитывать при проектировании микротурбин, причем как при проведении одномерных проектных газодинамических, так и поверочных расчетов с помощью численного моделирования. Это позволяет существенно сократить финансовые расходы и время на экспериментальную доводку турбоприводов.

К сожалению, в известной технической литературе публикации о влиянии h на газодинамические характеристики лопаточных венцов (ЛВ) ЦСМТ крайне ограничены. В частности, нет информации о влиянии высоты сопловых лопаток h_{ca} на вид зависимостей коэффициента скорости φ , угла потока на выходе из СА α_1 и угла отклонения потока в косом срезе межлопаточных сопловых каналов $\delta\alpha_1$ от приведенной изоэнтропической скорости потока на выходе из ЛВ λ_{1s} .

Вместе с тем эти данные было бы целесообразно использовать для повышения точности проектных кинематических расчетов. Они также необходимы при валидации численных моделей потока в межлопаточных каналах ЦСМТ. Причем в последнем случае необходимо иметь информацию не только о зависимостях $\varphi = f(\lambda_{1s})$, $\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$, но и о величине экспериментальных погрешностей определения параметров, входящих в эти зависимости.

Таким образом, задача экспериментального исследования влияния высоты лопаток на газодинамические характеристики ЛВ СА ЦСМТ с определением погрешностей измеряемых параметров представляется актуальной и соответствующей потребностям в современном инструменте проектирования микротурбинных приводов.

Схема стенда с установкой для статических продувок лопаточных венцов и его система измерений

Конструктивная схема установки для статических продувок ЛВ ЦСМТ представлена в работе [8], а схема стенда с этой установкой и существующей в настоящее время системой измерений приведена на Рис. 2.

Принцип действия установки основан на замере момента количества движения M рабочего тела на выходе из исследуемого ЛВ, в частности, из соплового лопаточного венца 1 (см.

Рис. 1). Момент количества движения M в процессе эксперимента определяется с помощью колеса-ловушки 2 с осевым выходом, установленного на валу 3 балансирного моментометра.

При проведении статических продувок СА ЦСМТ кроме определения момента M осуществлялись измерения объемного расхода воздуха Q через СА с помощью вихревого расходомера 4, статического давления p_{1M} в зазоре между СА и колесом-ловушкой с помощью мановакуумметра 6, полного избыточного давления p_0^* и полной температуры потока t_0^* в $^{\circ}\text{C}$ на входе в СА датчиками 5 и 7. Также измерялось атмосферное давление p_h барометром 8.

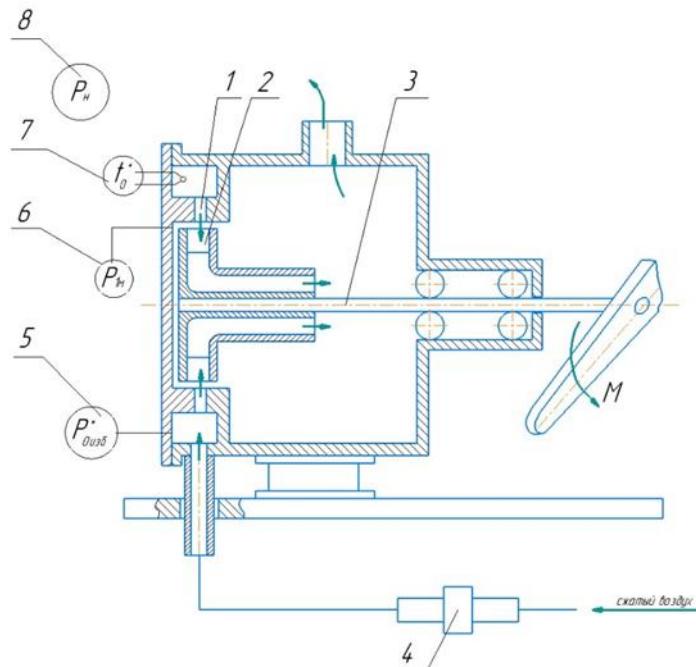


Рисунок 2. Схема стенда с установкой для статических продувок СА ЦСМТ и системой измерения параметров:

1 – сопловой лопаточный венец; 2 – колесо-ловушка; 3 – вал; 4 – расходомер;
5 – датчик полного давления; 6 – мановакуумметр; 7 – датчик полной температуры; 8 – барометр.

Порог чувствительности балансирного моментометра был равен 0,001 Н·м. Объемный расход воздуха в диапазоне 75...1500 л/мин измерялся с предельной относительной погрешностью не более 1,5%. Давления определялись с предельной абсолютной погрешностью не более 150 Па, а температура – не более 0,5 $^{\circ}\text{C}$.

Способ обработки результатов продувок и оценки погрешностей измерения газодинамических параметров сопловых аппаратов

На основании приведенных выше замеров первичных параметров определялись параметры косвенных измерений для построения газодинамических характеристик СА в виде зависимостей $\varphi = f(\lambda_{1s})$, $\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ в следующей последовательности.

1. Абсолютное полное давление потока на входе в СА:

$$p_0^* = p_{0\text{изб}}^* + p_h.$$

2. Абсолютное статическое давление потока на выходе из СА:

$$p_1 = p_h + p_{1M}.$$

3. Полная температура потока на входе в СА:

$$T_0^* = t_0^* + 273,16, \text{ К.}$$

4. Плотность потока в области вихревого расходомера:

$$\rho = \frac{p_0^*}{RT_0^*},$$

где R – удельная газовая постоянная рабочего тела.

5. Массовый расход рабочего тела:

$$G = \rho Q.$$

6. Окружная составляющая скорости потока на выходе из СА:

$$c_{1u} = \frac{2M}{GD_1}, \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

где D_1 – диаметр на выходе СА.

7. Радиальная составляющая скорости потока на выходе из СА:

$$c_{1r} = \sqrt{\left[\frac{\pi k D_1 h_{CAP} p_1}{G(k-1)} \right]^2 + \frac{2kRT_0^*}{k-1} - c_{1u}^2} - \frac{\pi k D_1 h_{CAP} p_1}{G(k-1)},$$

где k – коэффициент изоэнтропы рабочего тела.

8. Угол потока на выходе из СА:

$$\alpha_1 = \arctg \frac{c_{1r}}{c_{1u}}.$$

9. Угол отклонения потока в косом срезе межлопаточных каналов СА:

$$\delta\alpha_1 = \alpha_1 - \alpha_{1\text{эф}}.$$

10. Средняя скорость потока на выходе из СА:

$$c_1 = \frac{c_{1u}}{\cos\alpha_1}, \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

11. Изоэнтропическая скорость потока на выходе из СА:

$$c_{1s} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0^* \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^*} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}.$$

12. Коэффициент скорости СА:

$$\varphi = \frac{c_1}{c_{1s}}.$$

13. Критическая скорость потока на выходе из СА:

$$a_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_0^*}.$$

14. Приведенная изоэнтропическая скорость потока на выходе из СА:

$$\lambda_{1s} = \frac{c_{1s}}{a_{\text{кр}}}.$$

Границы погрешностей Δ косвенно измеряемых параметров определялись с учетом только систематической неисключенной погрешности θ . Дело в том, что отношения значений погрешности θ к среднеквадратической погрешности всегда оказывались больше 8, что в соответствие с методическими рекомендациями МИ 2083-90 [9] свидетельствовало о равенстве: $\Delta = \theta$.

В соответствии с приведенными выше формулами обработки результатов эксперимента, границы погрешностей косвенно измеряемых параметров находились следующим образом.

1. Границы погрешности абсолютного давления на входе в СА:

$$\Delta(p_0^*) = \theta(p_0^*) = K \sqrt{\theta^2(p_{0\text{изб}}^*) + \theta^2(p_H)},$$

где коэффициент $K = 1,1$ при доверительной вероятности 0,95 [7];

$\theta(p_{0\text{изб}}^*)$ и $\theta(p_H)$ – предельные абсолютные погрешности измерения давлений $p_{0\text{изб}}^*$ и p_H .

2. Границы погрешности абсолютного статического давления на выходе из СА:

$$\Delta(p_1) = \theta(p_1) = K \sqrt{\theta^2(p_{1M}) + \theta^2(p_H)},$$

где $\theta(p_{1M})$ – предельная абсолютная погрешность измерения давления p_{1M} .

3. Границы погрешности полной температуры T_0^* на входе в СА:

$$\Delta(T_0^*) = \theta(T_0^*) = \theta(t_0^*).$$

4. Границы погрешности плотности потока в вихревом расходомере:

$$\Delta(\rho) = \theta(\rho) = \rho \sqrt{\bar{\theta}^2(p_0^*) + \bar{\theta}^2(T_0^*)},$$

где $\bar{\theta}(p_0^*) = \theta(p_0^*)/p_0^*$ и $\bar{\theta}(T_0^*) = \theta(T_0^*)/T_0^*$ – относительные систематические неисключенные погрешности p_0^* и T_0^* .

5. Границы погрешности массового расхода

$$\Delta(G) = \theta(G) = G \sqrt{\bar{\theta}^2(\rho) + \bar{\theta}^2(Q)},$$

где $\bar{\theta}(\rho) = \theta(\rho)/\rho$ – относительная систематическая неисключенная погрешность плотности ρ .

6. Границы погрешности окружной составляющей скорости потока на выходе из СА:

$$\Delta(c_{1u}) = \theta(c_{1u}) = c_{1u} \sqrt{\bar{\theta}^2(M) + \bar{\theta}^2(G)},$$

где $\bar{\theta}(M) = (M_{\text{чуб}})/M$ – относительная систематическая неисключенная погрешность момента M ; $\bar{\theta}(G) = \theta(G)/G$ – относительная систематическая неисключенная погрешность массового расхода G .

При выводе последней формулы было учтено, что неисключенная систематическая погрешность замера диаметра D_1 значительно меньше $\theta(M)$ и $\theta(G)$.

7. Границы погрешности радиальной составляющей скорости потока на выходе из СА:

$$\Delta(c_{1r}) = \theta(c_{1r}) = \sqrt{\left(\frac{b^2 p_1}{a} - b\right)^2 \theta^2(p_1) + \left(\frac{b^2 p_1^2}{aG} - \frac{bp_1}{G}\right) \theta^2(G) + \frac{k^2 R^2}{a^2(k-1)^2} \theta^2(T_0^*)},$$

где $a = \sqrt{\left[\frac{\pi k D_1 h_{\text{CA}} p_1}{G(k-1)}\right]^2 + \frac{2kR}{k-1} \theta^2(T_0^*) - c_{1u}^2}$ и $b = \frac{\pi k D_1 h_{\text{CA}}}{G(k-1)}$.

При выводе этой формулы было учтено, что неисключенные систематические погрешности замеров диаметра D_1 и высоты лопаток h_{CA} (погрешности их определения не превышали 0,2%) существенно меньше $\theta(p_1)$, $\theta(G)$ и $\theta(T_0^*)$.

8. Границы погрешности $\operatorname{tg}\alpha_1$, $\cos\alpha_1$ и α_1 :

$$\Delta(\operatorname{tg}\alpha_1) = \theta(\operatorname{tg}\alpha_1) = \sqrt{\frac{\theta^2(c_{1r})}{c_{1u}^2} + \frac{c_{1r}^2 \theta^2(c_{1u})}{c_{1u}^4}}; \Delta(\cos\alpha_1) = \theta(\cos\alpha_1) = \frac{\operatorname{tg}\alpha_1}{(1 + \operatorname{tg}^2\alpha_1)^{1,5}} \theta(\operatorname{tg}\alpha_1)$$

$$\text{и } \Delta(\alpha_1) = \theta(\alpha_1) = \frac{\theta(\operatorname{tg}\alpha_1)}{1 + \operatorname{tg}^2\alpha_1}.$$

9. Границы погрешности скорости потока на выходе из СА:

$$\Delta(C_1) = \theta(C_1) = \sqrt{\frac{\theta^2(C_{1u})}{\cos^2\alpha_1} + \frac{C_{1u}^2 \theta^2(\cos\alpha_1)}{\cos^4\alpha_1}}.$$

10. Границы погрешности изоэнтропической скорости потока на выходе из СА:

$$\Delta(c_{1s}) = \theta(c_{1s}) = \frac{1}{c_{1s}} \sqrt{\left\{ \frac{kR}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_0^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \right\}^2 \theta^2(T_0^*) + \left[\frac{RT_0^*}{p_1} \left(\frac{p_1}{p_0^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]^2 \theta^2(p_0^*)}.$$

11. Границы погрешности коэффициента скорости СА:

$$\Delta(\varphi) = \theta(\varphi) = \sqrt{\frac{\theta^2(c_1)}{c_{1s}^2} + \frac{c_1^2 \theta^2(c_{1s})}{c_{1s}^4}}.$$

12. Границы погрешности критической скорости потока α_{kp} на выходе из СА:

$$\Delta(\alpha_{kp}) = \theta(\alpha_{kp}) = \sqrt{\frac{k}{2(k+1)} \frac{R}{T_0^*}} \theta(T_0^*).$$

13. Границы погрешности приведенной изоэнтропической скорости потока на выходе из СА:

$$\Delta(\lambda_{1s}) = \theta(\lambda_{1s}) = \sqrt{\frac{\theta^2(c_{1s})}{a_{kp}^2} + \frac{c_{1s}^2 \theta^2(a_{kp})}{a_{kp}^4}}.$$

Газодинамические характеристики сопловых аппаратов при различных высотах лопаток и их анализ

В качестве объекта исследования был использован СА с типовой для микротурбин решеткой, составленной из лопаток клиновидной формы [1, 10]. Схема решетки профилей этого СА со всеми размерами представлена на Рис. 3. Число лопаток СА z_{CA} равно 30, горло межлопаточного канала $a_g = 1,4$ мм, а эффективный угол на выходе – $\alpha_{1\phi} = 15,7^\circ$.

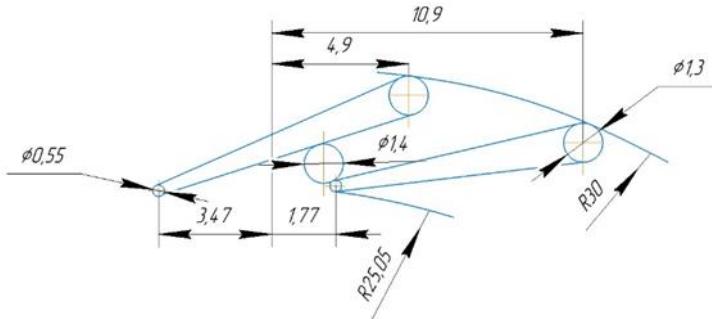


Рисунок 3. Схема исследуемой решетки профилей сопловых лопаток.

Экспериментальные исследования проводились в диапазоне $\lambda_{1s} = 1,03 \dots 1,55$. Высота сопловых лопаток изменялась от 0,35 до 3,00 мм.

Газодинамические характеристики СА были первоначально получены в виде зависимостей $\varphi = f(\lambda_{1s})$, $\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ при $h_{CA} = 0,35; 0,75; 1,20; 1,80; 2,40$ и $3,00$ мм, что соответствует $\bar{h}_{CA} = h_{CA}/a_g = 0,25; 0,54; 0,85; 1,29; 1,71$ и $2,1$ (см. Рис. 4).

Как видно из графиков Рис. 4, с увеличением λ_{1s} значение φ возрастает. Так, при $h_{CA} = 1,20$ мм увеличение λ_{1s} от 1,03 до 1,55 приводит к росту φ с 0,825 до 0,885. Как отмечается в ряде работ, например [11, 12], это связано с уменьшением относительно больших в микротурбинах кромочных потерь из-за воздействия на вихревой закромочный след системы скачков уплотнения. Углы α_1 и $\delta\alpha_1$ в рассматриваемом диапазоне λ_{1s} увеличиваются, как это обычно бывает в турбинах [13, 14]. В частности, при $h_{CA} = 1,20$ мм с ростом λ_{1s} от 1,03 до 1,55 значение угла α_1 увеличивается с 18,0 до 30,5°, а угла $\delta\alpha_1$ – с 2,3 до 14,8°. Следует отметить, что рост углов α_1 и $\delta\alpha_1$ с увеличением λ_{1s} в случае ЦСМТ более интенсивен, чем в полноразмерных турбинах газотурбинных двигателей.

На Рис. 5 представлены зависимости $\varphi = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ при $\bar{h}_{CA} = 0,85$ с указанием границ погрешностей параметров φ и $\delta\alpha_1$. Как следует из этого рисунка, границы погрешностей определения коэффициента скорости φ и угла $\delta\alpha_1$ с увеличением λ_{1s} в исследуемом диапазоне практически не изменяются и равны соответственно 0,015 и 0,5°.

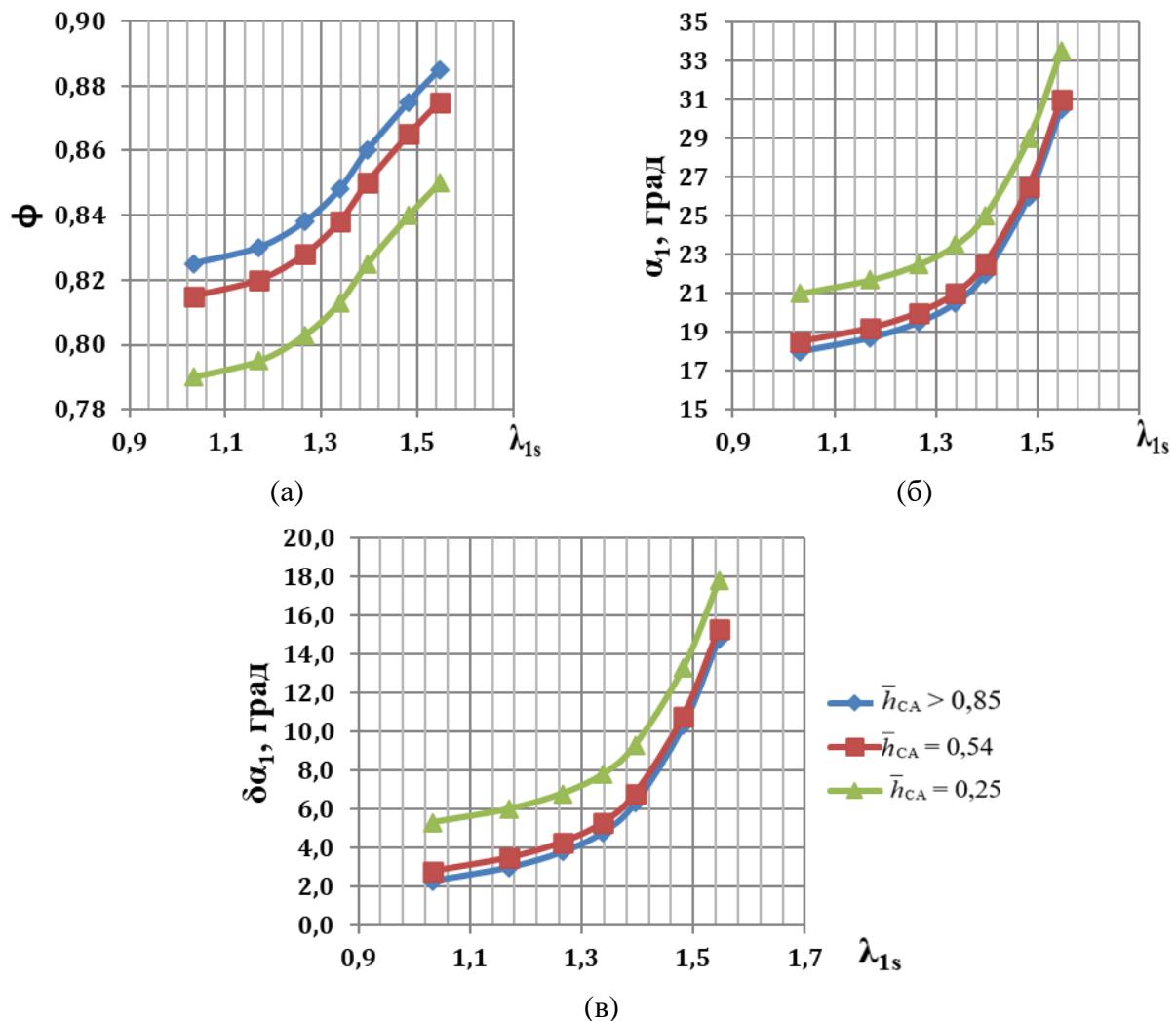


Рисунок 4. Зависимости коэффициента скорости (а), угла потока на выходе из СА (б) и угла отклонения потока в косом срезе (в) от относительной высоты лопатки и приведенной изоэнтропической скорости потока за СА.

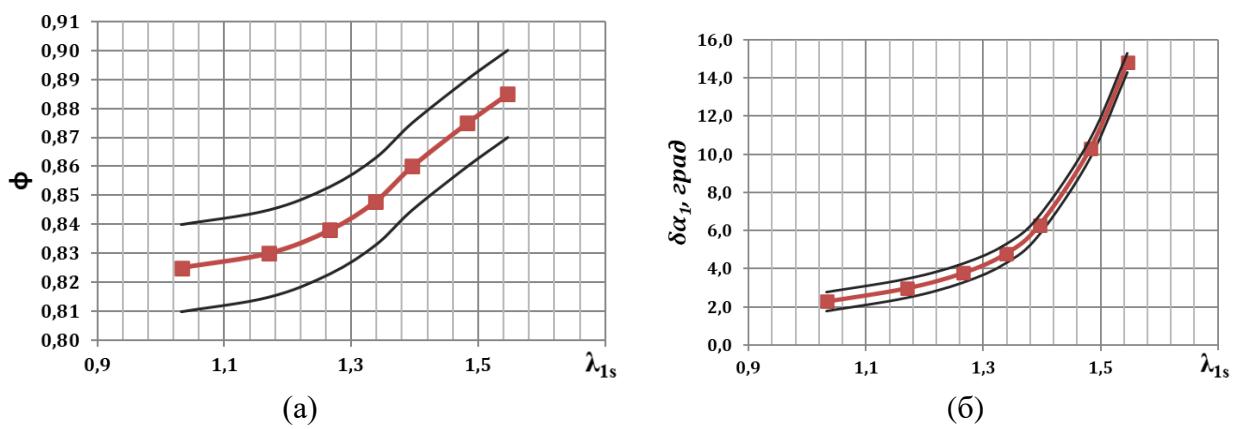


Рисунок 5. Газодинамические характеристики соплового аппарата (линия с маркерами) с относительной высотой $\bar{h}_{CA} = 0,85$ с указанием границ погрешностей (черные линии без маркеров).

В дальнейшем на основании данных Рис. 5 были получены зависимости $\varphi = f(\bar{h}_{CA})$ и $\delta\alpha_1 = f(\bar{h}_{CA})$ при $\lambda_{1s} = 1,03; 1,34$ и $1,55$ (см. Рис. 6).

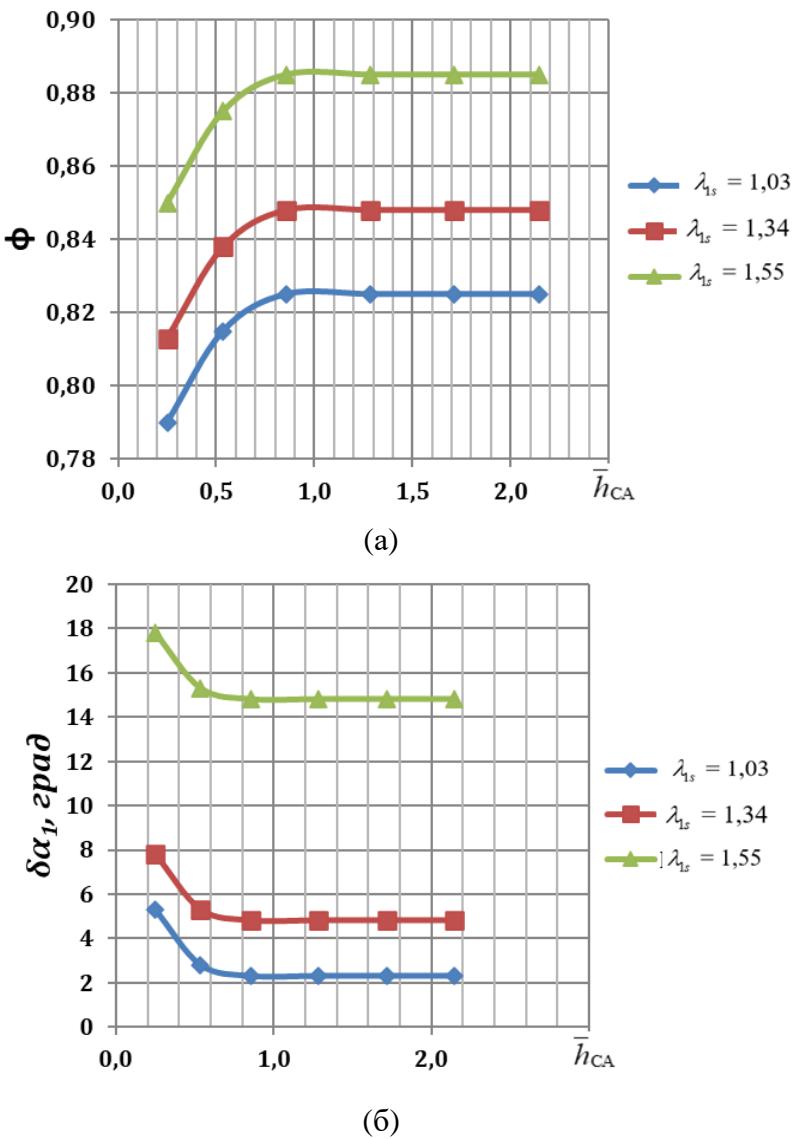


Рисунок 6. Влияние высоты лопаток на коэффициент скорости φ и угол $\delta\alpha_1$.

Как видно из представленных зависимостей в области $\bar{h}_{CA} = 0,85 \dots 2,15$, высота сопловых лопаток практически не оказывает влияния на значения φ и $\delta\alpha_1$. Однако при уменьшении \bar{h}_{CA} с 0,85 до 0,25 наблюдается заметное снижение φ и увеличение $\delta\alpha_1$. Аналогичное явление имеет место и в случае агрегатных турбин [2], но количественно изменение φ и $\delta\alpha_1$ в ЦСМТ более интенсивно.

В частности, уменьшение \bar{h}_{CA} в указанном диапазоне при $\lambda_{1s} = 1,34$ вызывает снижение φ с 0,848 до 0,813 (на 4,3%) и увеличение $\delta\alpha_1$ с 4,8 до 7,8° (на 60%).

Зависимости $\varphi = f(\bar{h}_{CA})$, представленные на рис. 6а, при различных значениях λ_{1s} можно обобщить с помощью выражения для относительного коэффициента скорости СА:

$$\bar{\varphi} = \frac{\varphi(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA})}{\varphi(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA} = 0,85)} = -0,102\bar{h}_{CA}^2 + 0,180\bar{h}_{CA} + 0,921,$$

где $\varphi(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA} = 0,85)$ – коэффициент скорости СА при $\bar{h}_{CA} = 0,86$ и некотором значении λ_{1s} ; $\varphi(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA})$ – коэффициент скорости СА при \bar{h}_{CA} из диапазона 0,25…0,85 и том же значении λ_{1s} , что и $\varphi(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA} = 0,85)$.

Для зависимостей $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s}; \bar{h}_{CA})$ аналогичного выражения подобрать не удалось.

Заключение

На основании проведенных экспериментальных исследований в диапазоне $\lambda_{1s} = 1,03 \dots 1,55$ получены газодинамические характеристики СА ЦСМТ в виде зависимостей $\varphi = f(\lambda_{1s})$, $\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ при различных значениях относительной высоты сопловых лопаток \bar{h}_{CA} из интервала 0,25...2,15.

Разработанный способ оценки погрешностей измерений газодинамических параметров СА позволил установить, что границы абсолютных погрешностей параметров φ и α_1 не превышают 0,015 и 0,5° соответственно.

Анализ экспериментальных зависимостей $\varphi = f(\lambda_{1s})$ и $\delta\alpha_1 = f(\lambda_{1s})$ показал, что в диапазоне $\bar{h}_{CA} = 0,85 \dots 2,15$ высота сопловых лопаток не оказывает влияния на их характер. В области же $\bar{h}_{CA} = 0,25 \dots 0,85$ при уменьшении высоты лопаток коэффициент скорости φ уменьшается на величину до 0,035, а угол $\delta\alpha_1$ возрастает на величину до 3,0°.

Для вычисления изменения относительного коэффициента скорости СА в области $\bar{h}_{CA} = 0,25 \dots 0,85$ можно использовать выражение:

$$\bar{\varphi} = -0,102\bar{h}_{CA}^2 + 0,108\bar{h}_{CA} + 0,921.$$

Литература:

1. Наталевич А.С. Воздушные микротурбины. М.: Машиностроение, 1979. 192 с. [Natalovich A.S. Air microturbines. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 192 p. (in Russian)].
2. Быков Н.Н., Емин О.Н. Выбор параметров и расчет маломощных турбин для привода агрегатов. М.: Машиностроение, 1972. 228 с. [Bykov N.N., Emin O.N. Selection of parameters and calculation of low-power turbines for driving units. Moscow: Mashinostroenie, 1972. 228 p. (in Russian)].
3. Матвеев В.Н., Мусаткин Н.Ф. Совместное влияние эффективного угла и величины горла на эффективность соплового аппарата центростремительной микротурбины. В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. Самара: СГАУ, 1992. С. 80–84. [Matveyev V.N., Musatkin N.F. Combined influence of the effective angle and throat size on the efficiency of the nozzle apparatus of a centripetal microturbine. In: Design and refinement of aircraft gas turbine engines. Samara: Samara State Aerospace University, 1992. P. 80–84 (in Russia)].
4. Ибрагимов Д.И., Поршкевич В.В., Камаев Н.А., Юртаев А.А. Эффективность воздушных микротурбин с углами выхода сопел меньше 9 градусов // Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. 2017. № 46/47. С. 92–97. [Ibragimov D.I., Porshkevich V.V., Kamaev N.A., Yurtaev A.A. Effectiveness of microturbines nozzles with outlet angles of less than 9 degrees // Research Bulletin by Russian Maritime Register of Shipping. 2017. No. 46/47. P. 92–97 (in Russian)].
5. Ибрагимов Д.И., Юртаев А.А., Камаев Н.А. и др. Одно из направлений совершенствования судовых осевых микротурбин // Морские интеллектуальные технологии. 2024. № 3-1(65). С. 107–112. [Ibragimov D.I., Yurtaev A.A., Kamaev N.A., et al. One of the directions for improving marine axial microturbines // Marine Intellectual Technologies. 2024. No. 3-1(65). P. 107–112 (in Russia)].
6. Крылов Б.А., Гусаров С.А. Влияние радиального зазора на эффективность парциальной микротурбины // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1989. № 3. С. 96–98. [Krylov B.A., Gusanov S.A. Influence of radial clearance on the efficiency of a partial microturbine // Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika. 1989. No. 3. P. 96–98 (in Russia)].
7. Фершалов Ю.Я., Коршунов В.Н., Цыганкова Л.П. Направление совершенствования микротурбин. В сб.: Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2020. М.: ЦИАМ, 2021. С. 420–423. [Fershalov Yu.Ya., Korshunov V.N., Tsygankova L.P. Direction of improvement of microturbines. In: Collection of Abstracts of the International Conference on Aviation Engines ICAM 2020. Moscow: Central Institute of Aviation Motors, 2021. P. 420–423 (in Russia)].

8. Тихонов Н.Т., Вьюнышев В.Н., Матвеев В.Н. Установка для статической продувки сопловых аппаратов и рабочих колес микротурбины // Испытание авиационных двигателей. 1983. № 11. С. 66–69. [Tikhonov N.T., Vyunshev V.N., Matveev V.N. Installation for static blowdown of nozzle apparatuses and working wheels of a microturbine // Ispytanie Aviatsionnykh Dvigatelei. 1983. No. 11. P. 66–69 (in Russian)].
9. МИ 2083-90 Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей. М.: Стандартинформ, 1991. 10 с. [MI 2083-90 Indirect measurements. Determination of measurement results and evaluation of their errors. Moscow: Standartinform, 1991. 10 p. (in Russian)].
10. Тихонов А.Н., Тихонов Н.Т., Трофимов А.А. Экспериментальный выбор оптимальных профилей лопаток соплового аппарата и рабочего колеса центростремительной микротурбины. В сб.: Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. Куйбышев: КуАИ, 1980. С. 104–112. [Tikhonov A.N., Tikhonov N.T., Trofimov A.A. Experimental selection of optimal profiles of nozzle and impeller blades of a centripetal microturbine. In: Design and refinement of aircraft gas turbine engines. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute, 1980. P. 104–112 (in Russian)].
11. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. М.–Л.: Энергия, 1974. 592с. [Deitch M.E. Technical gas dynamics. Moscow–Leningrad: Energiya, 1974. 592 p. (in Russian)].
12. Матвеев В.Н., Мусаткин Н.Ф. Влияние высоты лопаток на коэффициент скорости соплового лопаточного венца центростремительной микротурбины. В сб.: Динамические процессы в силовых и энергетических установках летательных аппаратов. Самара: СГАУ, 1994. С. 218–222. [Matveyev V.N., Musatkin N.F. Effect of blade height on the velocity coefficient of the nozzle blade ring of a centripetal microturbine. In: Dynamic processes in power and energy plants of aircraft. Samara: Samara State Aerospace University, 1994. P. 218–222 (in Russian)].
13. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. I М.: Машиностроение, 1977. 312 с. [Nechaev Yu.N., Fedorov R.M. Theory of aircraft gas turbine engines. Pt. 1 Moscow: Mashinostroenie, 1977. 312 p. (in Russian)].
14. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1986. 432 с. [Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. Theory and calculation of aircraft blade machines. Moscow: Mashinostroenie, 1986. 432 p. (in Russian)].

Благодарности:

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2024-0015, «Изучение закономерностей рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряженных математических моделей»).

Об авторах:

ЩЕРБАНЬ Анастасия Ивановна, асс. каф. ТДЛА. Дипл. инженер (Самарский университет, 2018). Готовит дис. по моделированию рабочего процесса малоразмерных турбин.

ЗУБАНОВ Василий Михайлович, доц. каф. ТДЛА. Дипл. инженер (СГАУ, 2014). К-т техн. наук по моделированию рабочего процесса турбостартеров газотурбинных двигателей (Самарский университет, 2022). Иссл. в обл. численного моделирования авиационных лопаточных машин.

МАТВЕЕВ Валерий Николаевич, проф. каф. ТДЛА. Дипл. инженер механик (КуАИ, 1977). Д-р техн. наук по рабочему процессу микротурбин (СГАУ, 2000). Иссл. в обл. авиационных лопаточных машин.

БАТУРИН Олег Витальевич, доц. каф. ТДЛА. Дипл. инженер (СГАУ, 2001). К-т техн. наук по численному моделированию рабочего процесса авиационных турбин (СГАУ, 2006). Иссл. в обл. моделирования авиационных лопаточных машин.

НГУЕН Тхань Бинь, асп. каф. ТДЛА. Дипл. магистр (ВУНЦ ВВС «ВВА», 2024). Готовит дис. по авиационным турбинам.

Metadata:

Title: Experimental study of the influence of blade height on gas-dynamic characteristics of the nozzle guide vane of a centripetal microturbine.

Author 1: Anastasia Ivanovna Shcherban, dipl. engineer (Samara University, 2018), Assistant of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, 34 Moskovskoe shosse, 443086 Samara, Russia, korneeva.ai@ssau.ru.

Author 2: Vasily Mikhailovich Zubanov, Candidate of Technical Sciences (Samara University, 2022), Assoc. Prof. of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, 34 Moskovskoe shosse, 443086 Samara, Russia, zubanov.vm@ssau.ru.

Author 3: Valery Nikolaevich Matveev, Doctor of Technical Sciences (Samara University, 2000), Prof. of Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, 34 Moskovskoe shosse, 443086 Samara, Russia, matveev.vn@ssau.ru.

Author 4: Oleg Vitalievich Baturin, Cand. Tech. Sci. (Samara University, 2006). Assoc. Prof. of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, 34 Moskovskoe shosse, 443086 Samara, Russia, baturin.ov@ssau.ru.

Author 5: Thanh Bin Nguyen, postgrad. student of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, 34 Moskovskoe shosse, 443086 Samara, Russia, nguen.t@ssau.ru.

Abstract: The gas-dynamic characteristics of the nozzle blade ring of the centripetal microturbine were obtained experimentally in the form of dependencies of the velocity coefficient, the flow angle at the outlet of the nozzle guide vane, and the flow deflection angle in the oblique section of the interblade channel on the isentropic flow velocity at the outlet of the cascade. These dependencies were found for different values of the ratio of the height of the nozzle blade rings to the throat of the interblade channels (relative height of the blades) in the range of 0.25 ... 2.15. The error limits of the parameters of the experimental characteristics were determined using the developed method for estimating the errors of indirect measurements. It turned out that the absolute error in determining the velocity coefficient does not exceed 0.015, and the flow angles – 0.5°. It has been established that in the range of 0.85...2.15 the relative height of the blades does not have a significant effect on the type of gas-dynamic characteristics, and in the region of 0.25...0.85 with a decrease in the relative height of the blades the velocity coefficient decreases by up to 0.035, and the flow angles increase by up to 3.0°. A regression dependence is proposed to determine the change in the value of the velocity coefficient.

Keywords: centripetal microturbine, nozzle guide vane, blade height, velocity coefficient, flow angle, experiment.