

УДК 621.452.3:621.48.01:681.518.54

МЕТОД УЧЕТА ПОТЕРЬ В ЭЛЕМЕНТАХ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

И. А. Кривошеев¹, К. Е. Рожков², Н. Б. Симонов³, М. З. Багаутдинов⁴

¹krivosh777@mail.ru, ²rke@mail.ru, ³sventigo@yandex.ru, ⁴baganet@mail.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 26.02.2019

Аннотация. Рассматриваются методы учета потерь в элементах проточной части (ПЧ) силовых установок (СУ) самолетов, газоперекачивающих агрегатов (ГПА), газотурбинных двигателей (ГТД) и приводов (ГПА) в их составе. Предложен новый метод аппроксимации газодинамических характеристик, расчета коэффициентов полезного действия (КПД) узлов, в т.ч. компрессоров и турбин оптимизации их геометрии и режимов. Для верификации метода использованы результаты заводских испытаний, 2D и 3D CAD/CAE-моделирования течения и газодинамических характеристик элементов ПЧ, включая продувки решеток профилей. Показано, что данный метод может эффективно использоваться для оптимизации геометрии ПЧ и выбора режимов работы входных и выходных устройств, лопаточных венцов в составе компрессоров и турбин, переходных каналов между каскадами. Предложено использовать метод при контроле изменения характеристик узлов ГТД в эксплуатации. Это позволяет существенно ускорить проектирование и доводку, повысить достоверность параметрической диагностики ГТД и ГТУ.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; привод; элемент проточной части; компрессор; турбина; газодинамические характеристики; потери; коэффициент полезного действия; параметры; режимы; техническое состояние; диагностика.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при выборе геометрии [1–5] и режимов работы элементов ПЧ СУ самолетов и ГПА, ГТД и ГТП в их составе, а также их узлов-компрессоров, турбин, переходных каналов между каскадами [6–11] производится условная оптимизация. При этом допустимые уровни КПД и потерь, запасов ГДУ (газодинамической устойчивости) и прочности (K_3) в компрессоре и турбине, требуемых пропускной способности ($G_{впр}$ и A_T), степени повышения давления π_K^* (в компрессорах) и мощности N_T (в турбинах) рассматриваются как ограничения, а габариты (диаметры и длина) и массу – рассматривают как функции цели (при их минимизации). В ряде случаев – при проектировании лопаточных венцов (ЛВ) в составе турбин и

компрессоров (при выборе степени реактивности ρ , углов атаки i , распределения работы по ступеням), геометрии переходных каналов между каскадами компрессоров и турбин наоборот, минимизируются потери, максимизируется коэффициент восстановления полного давления и КПД.

При этом потери L_r в МЛК (межлопаточных каналах) компрессоров учитывают с использованием коэффициента гидравлических потерь ζ .

В РК (рабочем колесе) $\zeta_{w_{рк}} \frac{w_1^2}{2} = L_{рк}$ – удельная работа (изменение статической энтальпии) в МЛК РК. Потери (на трение) в РК

$L_{r_{рк}} = \frac{\Delta p_{w_{рк}}^*}{\rho_1}$. Поэтому

$$\zeta_{w_{рк}} = \frac{\Delta p_{w_{рк}}^*}{\left[\frac{\rho_1 w_1^2}{2} \right]} = \frac{2(p_{w1}^* - p_{w2}^*)}{\rho_1 w_1^2}.$$

Аналогично в НА (направляющем аппара-

те) $\zeta_{w_{на}} \frac{w_2^2}{2} = L_{на}$ – удельная работа (изменение статической энтальпии) в МЛК НА.

Потери (на трение) в НА $L_{r_{на}} = \frac{\Delta p_{на}^*}{\rho_2}$.

Поэтому

$$\zeta_{на} = \frac{\Delta p_{на}^*}{\left[\frac{\rho_2 c_2^2}{2} \right]} = \frac{2(p_2^* - p_3^*)}{\rho_2 c_2^2}.$$

Потери в компрессоре (рис. 1) используют при расчете КПД. Так КПД РК:

$$\begin{aligned} \eta_{рк} &= 1 - \frac{L_{r_{рк}}}{L_{рк}} = 1 - \frac{L_{r_{рк}}}{\Delta i_{рк}} = \\ &= 1 - \frac{\xi_{w_{рк}} w_1^2}{w_1^2 - w_2^2} = \frac{1 - \xi_{w_{рк}}}{\left[1 - \left(\frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} \right)^2 \right]}, \end{aligned}$$

где $L_{r_{рк}} = \frac{\Delta p_{w_{рк}}^*}{\rho_1}$ – потери энергии (на трение и т.д.) в РК.

Аналогично КПД НА рассчитывается по формулам:

$$\begin{aligned} \eta_{на} &= 1 - \frac{L_{r_{на}}}{L_{на}} = 1 - \frac{L_{r_{на}}}{\Delta i_{на}} = \\ &= 1 - \frac{\xi_{на} c_2^2}{c_2^2 - c_3^2} = \frac{1 - \xi_{на}}{\left[1 - \left(\frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3} \right)^2 \right]}, \end{aligned}$$

где $L_{r_{на}} = \frac{\Delta p_{на}^*}{\rho_2}$ – потери энергии (на трение и т.д.) в НА.

Соответственно КПД ступени определяется как:

$$\begin{aligned} \eta_{ст} &= \frac{(L_{рк} \eta_{рк} + L_{на} \eta_{на})}{H_T} = 1 - \frac{(\xi_{w_{рк}} w_1^2 + \xi_{на} c_2^2)}{2H_T} = \\ &= 1 - \eta_{рк} \rho_1 - \eta_{на} (1 - \rho_2). \end{aligned}$$

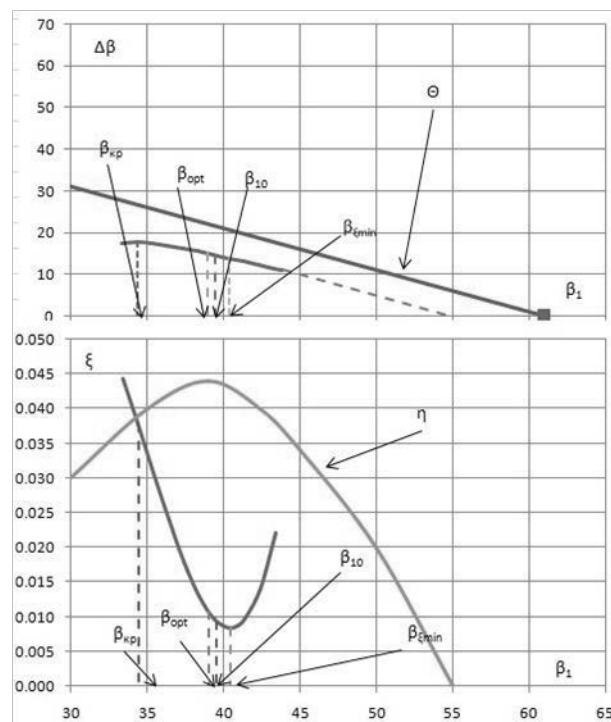


Рис. 1. Диаграмма Хауэлла по продувке решеток профилей РК с отмеченными точками нулевых углов атаки, оптимального и номинального режимов, линиями коэффициента потерь и КПД

В МЛК турбины используют коэффициенты скорости (в СА – сопловом аппарате $\psi=c_1/c_{1S}$, в РК – рабочем колесе $\varphi_{PK}=w_2/w_{2S}$), энергии ξ (в СА $\xi_{CA}=c_1^2/c_{1S}^2$, в РК – рабочем колесе $\xi_{PK}=w_2^2/w_{2S}^2$). Кроме этого, для всех элементов ПЧ используют коэффициент восстановления полного давления $\sigma=p_{i+1}^*/p_i^*$. Здесь p – давление, c – скорость в абсолютном движении, w – скорость в относительном движении, * – заторможенное значение параметра, индексы: в компрессоре 1 – вход в РК, 2 – выход из РК и вход в НА, 3 – выход из НА; в турбине 1 – выход из СА, 2 – выход из РК. Индекс i – вход в МЛК, индекс $i+1$ – выход из МЛК. С использованием этих коэффициентов при оптимизации производится расчет КПД (η) узлов и элементов ПЧ. Однако начальные приближения при такой оптимизации до сих пор выбираются на основе недостаточно четких рекомендаций, с достаточно широким диапазоном параметров. Кроме того, для полноценной оптимизации требуются не значения этих коэффициентов «в точке» только для конкретного режима или комбинации параметров, а в виде газодинамической характеристики (ГДХ) элемента ПЧ.

ПРЕДЛАГАЕМЫЙ МЕТОД УЧЕТА ПОТЕРЬ В ЭЛЕМЕНТАХ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД

В данной работе для анализа потерь в элементах ПЧ и расчета КПД узлов предлагается использовать предложенный авторами метод отслеживания струй (МОС) [12]. Он основан на одновременном рассмотрении траекторий в относительном и абсолютном движении при движении частиц вдоль поверхностей тока в ПЧ СУ, ГТД и ГТП, узлов в их составе. Все элементы ПЧ в составе СУ самолета и ГПА, ГТД и ГТП, а также узлов в их составе работают в режиме как диффузоров (с торможением потока), так и конфузоров (с ускорением потока). При этом входное устройство (ВУ) самолета при работе ГТД на неподвижном самолете и в начале разгона при взлете, в конце торможения при посадке и при рулении на аэродроме работает в режиме конфузора. Во время полета самолета ВУ выполняет функцию диффу-

зора. Все остальные элементы ПЧ СУ самолетов и ГПА (входное и выходное устройства), ГТД и ГТП в их составе, а также их узлов – компрессоров, турбин, переходные каналы между каскадами на всех режимах выполняют функции либо диффузоров, либо конфузоров. Для диффузорного элемента ПЧ, в котором входное сечение обозначается индексом « i », коэффициент гидравлических потерь ζ записывается (в абсолютном движении)

$$\zeta = \frac{2(p_{i+1}^* - p_i^*)}{(\rho c^2)_i}.$$

Для конфузорного элемента ПЧ, в котором входное сечение обозначается индексом « i » коэффициент гидравлических потерь ζ записывается (в абсолютном движении)

$$\zeta = \frac{2(p_{i+1}^* - p_i^*)}{(\rho c^2)_{i+1}}.$$

Например, в абсолютном движении в ВНА компрессора или СА турбины

$$\zeta_{ca(vna)} = \frac{2(p_0^* - p_1^*)}{(\rho c^2)_1},$$

в НА компрессора

$$\zeta_{na} = \frac{2(p_2^* - p_3^*)}{(\rho c^2)_2}.$$

Соответственно в относительном движении в РК компрессора в относительном движении

$$\xi_{w_{PK}} = \frac{2(p_{w1}^* - p_{w2}^*)}{(\rho w^2)_1},$$

в РК турбины

$$\xi_{w_{PK}} = \frac{2(p_{w1}^* - p_{w2}^*)}{(\rho w^2)_2}.$$

Для таких элементов ПЧ переход к коэффициенту восстановления полного давления σ производится по формулам: в абсолютном движении для диффузора

$$\sigma = 1 - \zeta \varepsilon(\lambda_i) \lambda_i^2 \frac{k}{k+1} \approx 1 - \zeta [1 - \pi(\lambda_i)];$$

для конфузора

$$\sigma = 1 - \zeta \varepsilon(\lambda_{i+1}) \lambda_{i+1}^2 \frac{k}{k+1} \approx 1 - \zeta [1 - \pi(\lambda_{i+1})].$$

Например, в абсолютном движении для ВНА компрессора и СА турбины

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{са(вна)}} &= 1 - \zeta_{\text{са(вна)}} \varepsilon(\lambda_1) \lambda_1^2 \frac{k}{k+1} \approx \\ &\approx 1 - \zeta_{\text{са(вна)}} [1 - \pi(\lambda_1)],\end{aligned}$$

для НА компрессоров

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{на}} &= 1 - \zeta_{\text{на}} \varepsilon(\lambda_2) \lambda_2^2 \frac{k}{k+1} \approx \\ &\approx 1 - \zeta_{\text{на}} [1 - \pi(\lambda_2)].\end{aligned}$$

В относительном движении для РК компрессора

$$\begin{aligned}\sigma_{w_{\text{рк}}} &= 1 - \zeta_{w_{\text{рк}}} \varepsilon(\lambda_{w_1}) \lambda_{w_1}^2 \frac{k}{k+1} \approx \\ &\approx 1 - \zeta_{w_{\text{рк}}} [1 - \pi(\lambda_{w_1})],\end{aligned}$$

для РК турбины

$$\begin{aligned}\sigma_{w_{\text{рк}}} &= 1 - \zeta_{w_{\text{рк}}} \varepsilon(\lambda_{w_2}) \lambda_{w_2}^2 \frac{k}{k+1} \approx \\ &\approx 1 - \zeta_{w_{\text{рк}}} [1 - \pi(\lambda_{w_2})].\end{aligned}$$

Для построения ГДХ таких элементов ПЧ предлагается использовать аппроксимацию вида: в абсолютном движении для диффузора

$$\sigma = 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_i) [K_\lambda \lambda_i]^2 \frac{k}{k+1} \approx 1 - \pi(K_\lambda \lambda_i),$$

для конфузора

$$\sigma = 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_{i+1}) [K_\lambda \lambda_{i+1}]^2 \frac{k}{k+1} \approx \pi(K_\lambda \lambda_{i+1}).$$

Например, в режиме конфузора работает входное устройство (ВУ) ГПА и ГТУ в энергетике, а также входное устройство самолета перед взлетом. При расчете потерь в ПЧ ГТД эти зависимости также удобно использовать. Например, в абсолютном движении для ВНА компрессора и СА турбины

$$\sigma_{\text{са(вна)}} = 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_1) [K_\lambda \lambda_1]^2 \frac{k}{k+1} \approx \pi(K_\lambda \lambda_1),$$

для НА компрессора

$$\sigma_{\text{на}} = 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_2) [K_\lambda \lambda_2]^2 \frac{k}{k+1} \approx \pi(K_\lambda \lambda_2).$$

В относительном движении для РК компрессора

$$\begin{aligned}\sigma_{w_{\text{рк}}} &= 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_{w_1}) [K_\lambda \lambda_{w_1}]^2 \frac{k}{k+1} \approx \\ &\approx 1 - \pi(K_\lambda \lambda_{w_1}),\end{aligned}$$

для РК турбины

$$\sigma_{w_{\text{рк}}} = 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_{w_2}) [K_\lambda \lambda_{w_2}]^2 \frac{k}{k+1} \approx \pi(K_\lambda \lambda_{w_2}).$$

Здесь $K_\lambda \cdot \lambda$ – «кажущаяся» приведенная скорость в элементе ПЧ. Очевидно, что чем меньше значение K_λ ($0 < K_\lambda < 1$), тем лучше ГДХ элемента ПЧ (меньше потери). Значение коэффициента K_λ определяется по значению ζ и приведенной скорости λ (на входе в диффузор или на выходе из диффузора, соответственно, в абсолютном движении для элементов статора и в относительном движении для элементов ротора). Для этого «в точке» решается уравнение

$$\begin{aligned}1 - \zeta \varepsilon(\lambda_i) \lambda_i^2 \frac{k}{k+1} &= 1 - \varepsilon(K_\lambda \lambda_i) [K_\lambda \lambda_i]^2 \frac{k}{k+1} \\ &\text{или} \\ 1 - \zeta \varepsilon(\lambda_i) \lambda_i^2 \frac{k}{k+1} &= \pi(K_\lambda \lambda_i).\end{aligned}$$

Если по аналогии с обратными тригонометрическими функциями (типа $\text{Arcsin} \dots$) ввести понятие обратной газодинамической функции $\text{арсп}(\dots)$, то

$$K_\lambda = \frac{1}{\lambda_i} \text{арсп} \left[1 - \zeta \varepsilon(\lambda_i) \lambda_i^2 \frac{k}{k+1} \right].$$

Очевидно, что для МЛК РК и НА показатели K_λ зависят от степени диффузорности D (например, от фактора диффузорности F_D по Либляйну) и от угла атаки i . Обобщенные зависимости $K_\lambda(D, i)$ получаются путем обработки результатов продувок решеток профилей [1–3].

АНАЛИЗ ПОТЕРЬ В ЭЛЕМЕНТАХ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ОТСЛЕЖИВАНИЯ СТРУЙ

Предложенный авторами метод отслеживания струй (МОС) предполагает одновременное рассмотрение движения частиц в ПЧ компрессоров и турбин вдоль траекторий в относительном и абсолютном движении. При этом изменение вдоль ПЧ заторможенной температуры в относительном движении T_w^* рассматривается не только в рабочих колесах, но и для лопаточных вен-

цов статора, оно определяется коэффициентом теоретического напора в виртуальном вращении, которое, в свою очередь, определяется геометрией лопаточных венцов (ЛВ) НА и ВНА в компрессоре, СА в турбине. Полагается, что в виртуальном относительном движении статор вращается с той же частотой, что и ротор, но в обратном направлении, в каждом сечении виртуальная окружная скорость статора $u_w = -u$. Рассматриваются траектории движения вдоль поверхностей тока вдоль втулки ротора (сечения «вт»), вдоль внутренней поверхности корпуса (сечения «к») и вдоль промежуточных поверхностей тока, например, эффективной поверхности «эф», для которой на входе в 1 ступень

$$D_{эф} = D_k \frac{\sqrt{1+d^2}}{2}.$$

Вдоль каждой поверхности тока для компрессора $\sigma = \Pi \sigma_i$. Здесь σ_i – показатели для отдельных ступеней. Для каждой i -ступени

$$\sigma_i = \left[\sigma_{вна} \sqrt{\sigma_{031} \sigma_{031w}} \sigma_{ркв} \sqrt{\sigma_{032} \sigma_{032w}} \sigma_{на} \right]_i.$$

Здесь $\sigma_{вна}$, σ_{031} , σ_{032} , $\sigma_{на}$ – показатели в абсолютном движении для элементов ПЧ статора (МЛК ВНА, осевых зазоров между ВНА и РК, РК и НА, НА), σ_{031w} , σ_{032w} , $\sigma_{ркв}$ – показатели в относительном движении для элементов ПЧ ротора (МЛК РК, осевых зазоров между ВНА и РК, РК и НА). При этом σ_{031} и σ_{032} определяются в абсолютном движении по λ_1 и λ_2 . σ_{031w} и σ_{032w} определяются в относительном движении по λ_{w1} и λ_{w2} . Аналогично в турбине для каждой ступени

$$\sigma_i = \left[\sigma_{са} \sqrt{\sigma_{03} \sigma_{03w}} \sigma_{ркв} \right]_i.$$

Здесь $\sigma_{са}$, σ_{03} – показатели в абсолютном движении для элементов ПЧ статора (МЛК СА, осевых зазоров между СА и РК), σ_{03w} , $\sigma_{ркв}$ – показатели в относительном движении для элементов ПЧ ротора (МЛК РК, осевого зазора между СА и РК). При

этом σ_{03} определяется в абсолютном движении по λ_1 . σ_{03w} определяется в относительном движении по λ_{w1} .

Традиционно при определении КПД в компрессоре и турбине рассматривается идеализированное (виртуальное) значение изоэнтальпической температуры за РК. За РК компрессора

$$T_{2S}^* = T_1^* \left(\pi_{рк}^* \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

за НА ступени

$$T_{3S}^* = T_1^* \left(\pi_{ст}^* \right)^{\frac{k-1}{k}},$$

для многоступенчатого компрессора (МК)

$$T_{КС}^* = T_1^* \left(\pi_{К}^* \right)^{\frac{k-1}{k}}.$$

В турбине за СА

$$T_{1S}^* = \frac{T_0^*}{\left(\pi_{са т}^* \right)^{\frac{k_T-1}{k_T}}},$$

за РК ступени

$$T_{2S}^* = \frac{T_1^*}{\left(\pi_{рк т}^* \right)^{\frac{k_T-1}{k_T}}} = \frac{T_0^*}{\left(\pi_{ст т}^* \right)^{\frac{k_T-1}{k_T}}},$$

для многоступенчатой турбины (МТ)

$$T_{TS}^* = \frac{T_0^*}{\left(\pi_{т}^* \right)^{\frac{k_T-1}{k_T}}}.$$

В отличие от этого, авторами предложено по фактическому изменению заторможенной температуры T^* в ЛВ, ступени и многоступенчатого компрессора или турбины определять идеализированное изменение заторможенного давления $P_{ид}^*$. При этом в РК компрессора

$$\pi_{РКид}^* = \left(\frac{T_2^*}{T_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}.$$

В НА

$$\pi_{на ид}^* = \left(\frac{T_3^*}{T_2^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1.$$

В ступени компрессора

$$\pi_{\text{СТид}}^* = \left(\frac{T_2^*}{T_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \pi_{\text{РКид}}^*$$

В МК

$$\pi_{\text{Кид}}^* = \left(\frac{T_{\text{К}}^*}{T_1^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Тогда фактическое значение степени повышения полного давления в РК определяется как

$$\pi_{\text{РК}}^* = \pi_{\text{РКид}}^* \sigma_{\text{РКw}}^*$$

Если перед РК находится ВНА, то следует определять степень повышения давления в системе ВНА-РК, для чего умножить $\pi_{\text{РКид}}^*$ на произведение $\sigma_{\text{вна}} \sqrt{\sigma_{\text{оз1}} \sigma_{\text{оз1w}}} \sigma_{\text{рkw}}$. В общем случае степень повышения давления в ступени компрессора $\pi_{\text{СТ}}^* = \pi_{\text{СТид}}^* \sigma_{\text{СТ}}^*$.

Здесь

$$\sigma_{\text{СТ}}^* = \sigma_{\text{вна}} \sqrt{\sigma_{\text{оз1}} \sigma_{\text{оз1w}}} \sigma_{\text{рkw}} \sqrt{\sigma_{\text{оз2}} \sigma_{\text{оз2w}}} \sigma_{\text{на}}^*$$

В МК (многоступенчатом компрессоре)

$$\pi_{\text{К}}^* = \pi_{\text{Кид}}^* \sigma_{\text{К}}^*$$

Здесь

$$\sigma_{\text{К}}^* = \prod \sigma_{\text{СТ}i}^*$$

Аналогично в турбине: в СА

$$\pi_{\text{САид}}^* = \left(\frac{T_0^*}{T_1^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} = 1.$$

В РК турбины

$$\pi_{\text{РКид}}^* = \left(\frac{T_{1w}^*}{T_{2w}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} = \left(\frac{T_0^*}{T_2^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}$$

В ступени турбины

$$\pi_{\text{СТид}}^* = \left(\frac{T_0^*}{T_2^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}$$

С учетом потерь полного давления фактические отношения давления: в СА

$$\pi_{\text{са}}^* = \pi_{\text{САид}}^* \sigma_{\text{са}}^* = \sigma_{\text{са}}^*,$$

в РК

$$\pi_{\text{РК}}^* = \frac{\pi_{\text{РКид}}^*}{\sigma_{\text{РКw}}^*},$$

в ступени турбины

$$\pi_{\text{СТ}}^* = \frac{\pi_{\text{СТид}}^*}{\sigma_{\text{СТ}}^*},$$

в многоступенчатой турбине

$$\pi_{\text{Т}}^* = \frac{\pi_{\text{Тид}}^*}{\sigma_{\text{Т}}^*}.$$

Здесь

$$\sigma_{\text{СТ}}^* = \sigma_{\text{са}}^* \sqrt{\sigma_{\text{оз}} \sigma_{\text{озw}}} \sigma_{\text{РКw}}^*$$

В многоступенчатой турбине

$$\sigma_{\text{Т}}^* = \prod \sigma_{\text{СТ}i}^*$$

В компрессоре

$$\frac{T_{\text{КС}}^*}{T_1^*} = \frac{T_{\text{К}}^*}{T_1^*} \sigma_{\text{К}}^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}.$$

Аналогично в ступени

$$\frac{T_{\text{3S}}^*}{T_1^*} = \frac{T_3^*}{T_1^*} \sigma_{\text{СТ}}^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}.$$

В РК

$$\frac{T_{\text{2S}}^*}{T_1^*} = \frac{T_2^*}{T_1^*} \sigma_{\text{РКw}}^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}}.$$

С учетом этого КПД вдоль выбранной поверхности тока: для компрессора

$$\eta_{\text{К}}^* = 1 - \left(1 - \sigma_{\text{К}}^{\frac{k-1}{k}} \right) \left(\frac{c_p T_1^*}{H_{\text{ТК}}} + 1 \right),$$

для ступени

$$\begin{aligned} \eta_{\text{СТ}}^* &= 1 - \left(1 - \sigma_{\text{СТ}}^{\frac{k-1}{k}} \right) \left(\frac{c_p T_1^*}{H_{\text{ТСТ}}} + 1 \right) = \\ &= 1 - \left(1 - \sigma_{\text{СТ}}^{\frac{k-1}{k}} \right) \left(\frac{c_p T_1^* u^2}{\bar{H}_{\text{ТСТ}}} + 1 \right), \end{aligned}$$

для РК

$$\eta_{\text{рк}}^* = 1 - \left(1 - \sigma_{\text{ркв}}^{\frac{k-1}{k}}\right) \left(\frac{c_p T_1^*}{H_{\text{Тст}}} + 1\right) =$$

$$= 1 - \left(1 - \sigma_{\text{ркв}}^{\frac{k-1}{k}}\right) \left(\frac{c_p T_1^* u^2}{\bar{H}_{\text{Тст}}} + 1\right),$$

для НА

$$\eta_{\text{на}}^* = 1 - \left(1 - \sigma_{\text{на}}^{\frac{k-1}{k}}\right) \left(\frac{c_p T_{2w}^*}{H_{\text{Тв}}} + 1\right) =$$

$$= 1 - \left(1 - \sigma_{\text{на}}^{\frac{k-1}{k}}\right) \left(\frac{c_p T_{2w}^* u^2}{\bar{H}_{\text{Тв}}} + 1\right).$$

При этом

$$\bar{H}_{\text{Тв}} = 1 - \frac{c_{2a}}{\tilde{c}_{3a}},$$

где

$$\bar{c}_{2a} = \frac{1}{(\text{ctg} \beta_2 + \text{ctg} \alpha_2)},$$

$$\tilde{c}_{3a} = \frac{1}{(\text{ctg} \beta_2 + \text{ctg} \alpha_3)}.$$

$$H_{\text{Тв}} = (\text{ctg} \alpha_2 - \text{ctg} \alpha_3) c_a u.$$

Аналогично в турбине

$$\frac{T_{\text{ТС}}^*}{T_0^*} = \frac{T_{\text{Т}}^*}{T_0^*} \sigma_{\text{Т}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}.$$

В ступени турбины

$$\frac{T_{2S}^*}{T_0^*} = \frac{T_2^*}{T_0^*} \sigma_{\text{СТТ}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}.$$

В СА турбины

$$\frac{T_{1S}^*}{T_0^*} = \frac{T_1^*}{T_0^*} \sigma_{\text{са}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}.$$

В РК турбины

$$\frac{T_{2S}^*}{T_0^*} = \frac{T_2^*}{T_0^*} \sigma_{\text{РКв}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}.$$

С учетом этого КПД вдоль выбранной поверхности тока: для турбины

$$\eta_{\text{Т}}^* = 1 / \left[1 + \left(1 - \sigma_{\text{Т}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}\right) \left(\frac{c_p T_0^*}{L_u} - 1\right) \right],$$

для ступени

$$\eta_{\text{ст}}^* = 1 / \left[1 + \left(1 - \sigma_{\text{ст}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}\right) \left(\frac{c_p T_0^*}{L_u} - 1\right) \right],$$

для РК

$$\eta_{\text{рк}}^* = 1 / \left[1 + \left(1 - \sigma_{\text{РКв}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}\right) \left(\frac{c_p T_0^*}{L_u} - 1\right) \right],$$

для СА

$$\eta_{\text{са}}^* = 1 / \left[1 + \left(1 - \sigma_{\text{са}}^{\frac{k_{\text{Т}}-1}{k_{\text{Т}}}}\right) \left(\frac{c_p T_{0w}^*}{L_{lw}} - 1\right) \right].$$

Как для компрессора, так и для турбины внутренний изэнтропический КПД определяется с учетом концевых потерь (потерь в радиальном зазоре и потерь на трение дисков, трения потока рабочего тела о поверхности корпуса и втулки ротора): в компрессоре $\eta_K^* = \eta_{Ku}^* \cdot \eta_{\text{конц}}^* = \eta_{Ku}^* \cdot \eta_{\text{рад}}^* \cdot \eta_f^*$, в турбине $\eta_T^* = \eta_{Tu}^* \cdot \eta_{\text{конц}}^* = \eta_{Tu}^* \cdot \eta_{\text{рад}}^* \cdot \eta_f^*$. Методы учета радиальных потерь рассмотрены в ряде работ.

Приведенные зависимости позволяют строить линии КПД на характеристиках компрессоров и турбин, ступеней и ЛВ в их составе, обоснованно выбирать значения степени реактивности ρ , углов атаки i , плотности решеток профилей b/t и т.д. Анализ по предложенной методике результатов 3D САД/САЕ-моделирования, испытаний компрессора позволяет организовать и ускорить доводку компрессоров и турбин. Например, требуется обеспечить постоянство значений σ_i для всех ЛВ РК и НА в составе ступеней МК (многоступенчатого компрессора). Тогда параметр $\sigma = \Pi \sigma_i$ для всего МК, т.е. произведение σ_i всех ЛВ и ОЗ (осевых зазоров) максимально, и КПД компрессора максимален. Это позволяет оптимально распределять работу по ступеням и по высоте ПЧ. Из этого же следует, что для промежуточных ступеней компрессора следует выбирать степень реактивности ρ не $\rho \approx 0,5$, а даже меньше чтобы обеспечить условие $\lambda_{w1} \approx \lambda_{c2}$.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРЕДЛАГАЕМОГО МЕТОДА ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГТД В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Предложенный метод позволяет получить ГДХ ВУ самолета при работе двигателя на стоянке (при нулевой скорости движения). Аналогично может быть получена характеристика ВУ ГПА. Обычно при нулевой наработке изначально по результатам ПСИ (приемосдаточных испытаний) для ГТД со стендовым (с лемнискатным) воздухозаборником (у которого предполагается $\sigma=1$) определяется ДрХ (дрессельные характеристики), среди которых $G_{впр}(n_{1пр})$ и $q(\lambda_{1в})=f(n_{1пр})$. После установки ГТД в СУ самолета или на ГПА может быть определено значение $\sigma_{ВУ}$ и построена ГДХ ВУ самолета. Для этого ГТД выводится на режим с некоторым значением $n_{1пр}$ и измеряется значение $p_в$ перед входом в двигатель (перед ВНА или РК 1 ступени). Одновременно по ДрХ ГТД (т.к. наработка на новом ГТД все еще близка к нулю $\tau \approx 0$) определяется значение λ_1 на входе. Значение $\lambda_1(n_{1пр})$ должно быть такое же, как при ПСИ. С учетом того, что

$$(p_в/p_h) = \pi(\lambda_{1в})\sigma_{ВУ} \approx \pi(\lambda_{1в})\pi(K_\lambda \lambda_{1в}),$$

то существует возможность определить значение K_λ . Для упрощения решения задачи получения ГДХ ВУ предложена аппроксимация

$$(p_в/p_h) \approx 0,5 [\cos(K_p \pi \lambda_{1в}/2) + 1].$$

В этом случае подбирается значение K_p . Тогда на последующих этапах эксплуатации появляется возможность определять значения $\lambda_{1в} = \arccos [2(p_в/p_h) - 1] \cdot 2 / K_p$ путем замера статического давления $p_в$ перед входом в двигатель. При этом определяется исходное значение показателя $\lambda_{1в}/n_{1пр}$ и сравнивается с исходным значением, полученным при ПСИ. Кроме того, определяется текущее значение комплекса

$\left[\left(\pi_K^* \right)^k - 1 \right] / \lambda_{1в}^2$ и

сравнивается также с исходным значением, полученным при ПСИ. В данном случае предполагается, что по мере увеличения наработки изменяются (деградируют) характеристики ГТД, компрессоров и турбин

в его составе, но характеристика ВУ изменяется мало. Это позволяет каждый раз, выводя двигатель на какой-либо режим, измерять $n_{1пр}$ и $p_в$. Решая уравнение

$$(p_в/p_h) \approx \pi(\lambda_{1в})\pi(K_\lambda \lambda_{1в})$$

или более простое

$$(p_в/p_h) \approx 0,5 [\cos(K_p \pi \lambda_{1в}/2) + 1],$$

имеется возможность определить значение $\lambda_{1в}$ и значение $\lambda_{1в}/n_{1пр}$. Уменьшение значения этого показателя является признаком загрязнения ПЧ. Уменьшение значения показателя

$$\left[\left(\pi_K^* \right)^k - 1 \right] / \lambda_{1в}^2$$

является признаком эрозии лопаток компрессора. Аналогичным образом в анализ может быть включен параметр – скольжение роторов n_2/n_1 .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод аппроксимации газодинамических характеристик, расчета коэффициентов полезного действия (КПД) узлов, в т.ч. компрессоров и турбин позволяет организовать оптимизацию их геометрии и режимов. Данный метод может эффективно использоваться для оптимизации геометрии ПЧ и выбора режимов работы входных и выходных устройств, лопаточных венцов в составе компрессоров и турбин, переходных каналов между каскадами. Кроме того, предложенный метод может быть использован при контроле изменения характеристик узлов ГТД в эксплуатации. Это позволяет существенно повысить достоверность параметрической диагностики ГТД в составе СУ самолетов и ГТП в составе ГПА. Предложенный метод может быть использован для контроля состояния агрегатов и систем в энергетике, на транспорте и в других областях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бунимович А. И., Святогоров А. А. Аэродинамические характеристики плоских компрессорных решеток при большой дозвуковой скорости // Сборник статей «Лопаточные машины и струйные аппараты». М.: Машиностроение, 1967. Вып. 2. С. 5–35. [A. I. Bunimovich, A. A. Svyatogorov, *Aerodynamic characteristics of flat compressor grids at high subsonic speed*, (in Russian), in "Lopatocchnie mashini i stryynie apparati". Moscow: Mashinostroenie, 1967.]

2. Emery J. C., Herring J. I. and Erwin J. R., "Systematic twodimensional cascade test of NACA-65 series compressor blades at low speeds," NACA RML51G, 31, 1951. [J. C. Emery, J. I. Herring and J. R. Erwin, "Systematic twodimensional cascade test of NACA-65 series compressor blades at low speeds," in NACA RML51G, 1951.]

3. Дейч М. Е., Самойлович Г. С. Основы аэродинамики осевых турбомашин / М. Е. Дейч, Г. С. Самойлович. М.: Машгиз, 1959. 428 с. [М. Е. Deutsch, G. S. Samoylovich, *Fundamentals of aerodynamics of axial turbomachines*, (in Russian). М.: Mashgiz, 1959.]

4. Федоров Р. М. Характеристики осевых компрессоров. Воронеж, Изд-во Научная книга, 2015. 220 с. [R. M. Fedorov, *Characteristics of axial compressors*, (in Russian). Voronezh: Publishing House Scientific book, 2015.]

5. Белоусов А. Н., Мусаткин Н. Ф., Радько В. М. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / А. Н. Белоусов, Н. Ф. Мусаткин, В. М. Радько. Самара: Сам. Дом печати, 2003. 344 с. [А. N. Belousov, N. F. Musatkin, V. M. Radko, *Theory and Calculation of Aircraft Blade Machines*, (in Russian). Samara: Sam. House of Printing, 2003.]

6. Чичков Б. А. Модели и параметрическая диагностика авиационных двигателей: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, Часть 1. 2004. 96 с. Часть 2. 2005. 60 с. [В. А. Chichkov, *Models and parametric diagnostics of aircraft engines*, (in Russian). Moscow: MGTU GA.]

7. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей: учебное пособие / Ю. С. Елисеев и др. М.: Высшая школа. 2002. 355 с. [Y. S. Eliseev, et. al., *Technology of operation, diagnostics and repair of gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Higher School, 2002.]

8. Оценка технического состояния авиационных ГТД / Лозицкий Л. П. и др. М.: Транспорт, 1982. 167 с. [L. P. Lozitsky, et. al., *Assessment of technical condition of aviation GTE*, (in Russian). Moscow: Transport, 1982.]

9. Практическая диагностика авиационных газотурбинных двигателей / под редакцией В. Л. Степаненко. М.: Транспорт, 1985. 116 с. [V. L. Stepanenko, *Practical diagnostics of aviation gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Transport, 1985.]

10. Шереметьев А. В. Анализ опыта эксплуатации зарубежных газотурбинных двигателей по техническому состоянию / А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология. Х.: ХАИ. 2003. Вып. 40/5. С. 5–9. [A. V. Sheremetev, "Analysis of operational experience of foreign gas turbine engines according to the technical state", (in Russian), in *Aviacionno-kosmicheskai tehnika i technology, HAI*, issue 40/5, pp. 5-9, 2003.]

11. Тарасенко А. В., Кондратьев Ю. В. Оценка технического состояния устройств компенсации реактивной мощности в тяговой сети // Успехи современной науки и образования. 2016. №10. Т. 5. С. 155–157. [А. V. Tarasenko, Yu. V. Kondratiev, "Evaluation of the technical condition of reactive power compensation devices in the traction network", (in Russian), in *Progress in Modern Science and Education*, vol. 5, no. 10, pp. 155-157, 2016.]

12. Кривошеев И. А., Рожков К. Е., Симонов Н. Б. Основы метода отслеживания струй // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19, № 3 (69). С. 103–110. [И. А. Krivosheev, K. E. Rozhkov, N. B. Simonov, "Streamline tracking method basics", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 19, no. 3 (69), pp. 103-110, 2015.]

ОБ АВТОРАХ

КРИВОШЕЕВ Игорь Александрович, д-р техн. наук, проф. каф. АД УГАТУ.

РОЖКОВ Кирилл Евгеньевич, канд. техн. наук, доц. каф. АТиТ.

СИМОНОВ Николай Борисович, асс. каф. АД УГАТУ.

БАГАУТДИНОВ Марат Закиевич, асп. каф. АД УГАТУ.

METADATA

Title: Method for accounting losses in the elements of flowing part of gas turbine engines

Authors: I. A. Krivosheev¹, K. E. Rojkov², N. B. Simonov³, M.Z. Bagautdinov.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹krivosheev@mail.ru, ²rke@mail.ru, ³sventigo@yandex.ru, ⁴baganet@mail.ru/

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 1 (83), pp. 40-48, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The methods of accounting for losses in the elements of the flow part of the power plants (SU) of aircraft, gas pumping units (GPU), gas turbine engines (GTE) and drives (HPA) in their composition are considered. A new method of approximation of the gas-dynamic characteristics, the calculation of the efficiencies (efficiency) of the nodes, including compressors and turbines optimize their geometry and modes. For verification of the method, the results of factory tests, 2D and 3D CAD / CAE modeling of the flow and gas-dynamic characteristics of the elements of the inverter, including the purge of the gratings of profiles, were used. It is shown that this method can be effectively used to optimize the geometry of the inverter and select the operating modes of the input and output devices, blade crowns in the composition of compressors and turbines, transition channels between stages. It is proposed to use the method when monitoring changes in the characteristics of the CCD units in operation. This allows to significantly increase the reliability of parametric diagnostics of gas turbine engines and gas turbines. The proposed method can be used to monitor the state of the units and systems in the energy sector, in transport and in other areas.

Key words: Gas turbine engine; drive; element of the flow part; nodes-compressor; turbine; gas dynamic characteristics; losses; efficiency; parameters; modes; technical condition; diagnostics.

About authors:

KRIVOSHEEV, Igor Aleksandrovich, prof. Aviation Engines Dept. Dipl. engineer (USATU 1976). Dr. Tech. Sciences (USATU, 2000).

ROJKOV, Kirill Evgenevich, cand. of Tech.Sci. Associate Professor of the Dept. of Aviation Heat and Power Engineering.

SIMONOV, Nikolai Borisovich, ass. of the Dept. of Aircraft Engine.

BAGAUTDINOV, Marat Zakievich, postgraduate student of the Dept. of Aircraft Engine.