

**ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЕРТОЛЕТНОГО
ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

© 2023 В.П. Кажаяев, Д.Ю. Киселев, Ю.В. Киселев

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

Статья поступила в редакцию 14.02.2023

В статье представлена качественная оценка влияния на характеристики узлов появления неисправностей в проточной части авиационных ГТД, которые приводят к изменениям ее геометрии. На примере компрессора показано, что при появлении в нем дефектов происходит деформация двух его характеристик: КПД и напорной характеристики (что подтверждается значительным количеством исследований). Сделан вывод, что для достоверного диагностирования авиационных ГТД по термогазодинамическим параметрам математическая модель должна учитывать изменение двух характеристик для каждого узла проточной части (а не только изменение характеристик КПД узлов). Представлена линейная математическая модель вертолетного турбовального ГТД и приводятся результаты расчета коэффициентов взаимного влияния для заданного закона регулирования. Особенностью представленной модели является то, что состояние каждого узла характеризуется двумя параметрами состояния: для компрессоров – это напорная характеристика и характеристика КПД, для турбин – характеристики производительности и КПД.

Ключевые слова: диагностическая модель, турбовальный двигатель, проточная часть, компрессор, турбина, напорная характеристика, математическая модель, закон регулирования, характеристика производительности.

DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-1-99-106

Из опыта эксплуатации известно, что значительная часть отказов и неисправностей ГТД возникают в проточной части [1]. Широкое применение для выявления этих отказов и неисправностей нашел визуально-оптический метод контроля, который дает наиболее общую информацию о состоянии ответственных узлов и деталей двигателя, таких, как лопатки и диски компрессора и турбины, камеры сгорания [2].

Однако применение этого метода возможно только на неработающем двигателе, что существенно снижает оперативность получения информации о состоянии проточной части ГТД. Контроль и диагностирование ГТД по термогазодинамическим параметрам является одним из наиболее распространенных и эффективных методов оценки технического состояния проточной части, реализуемого непосредственно в процессе использования ГТД по назначению [3].

Кроме того, в процессе ремонта двигателей часто возникает задача по определению дополнительных мероприятий по восстановлению

элементов проточной части в случае выхода термогазодинамических параметров за пределы ремонтных допусков. Проведение этих мероприятий осуществляется, как правило, методом проб и ошибок.

Поэтому разработка методов, позволяющих определять непосредственно в процессе использования ГТД по назначению техническое состояние элементов проточной части двигателя, или в процессе послеремонтных испытаний выявлять элементы проточной части, вызывающих выход за пределы допуска термогазодинамических параметров, является важной и актуальной задачей.

Для решения подобных задач необходимо установить зависимость между изменениями первичных переменных и поддающихся измерению зависимых (вторичных) параметров. Задача эта решается составлением и решением математической модели изделия. Чаще всего в сложных алгоритмах диагностики и при выборе оптимальных параметров двигателя используются универсальные математические модели в [3, 4]. Такие модели состоят из ряда модулей, каждый из которых описывает один из узлов двигателя. Характеристики всех узлов (компрессоров, турбин) задаются.

В основу представленной модели положены известные представления о влиянии изменений геометрии в проточной части (в том числе и в результате неисправностей) на изменения ха-

Кажаяев Владимир Петрович, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники. E-mail: kazhaev.vp@ssau.ru

Киселев Денис Юрьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники. E-mail: eat@inbox.ru

Киселев Юрий Витальевич, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники. E-mail: zamivt@ssau.ru

рактических узлов двигателя: производительности компрессоров, степени повышения давления воздуха, степени понижения давления в турбинах, эффективных площадей сопловых аппаратов, КПД узлов и т.д.

Особенностью представленной модели является то, что состояние каждого узла характеризуется двумя параметрами состояния: для компрессоров – это напорная характеристика и характеристика КПД, для турбин – характеристики производительности и КПД.

Рассмотрим, на примере компрессора, как влияют неисправности на его характеристики и каким образом в математическую модель включены параметры состояния компрессора.

Экспериментально подтверждено [5, 7, 8], что при неисправностях в компрессоре (абразивный износ, загрязнения и др.) происходит снижение напора ступеней, что приводит к смещению напорных характеристик (зависимости степени повышения давления от расхода воздуха $\pi_k^* = f(G_{в пр})$ при $n_{к пр} = \text{const}$) в сторону меньших расходов воздуха (рис. 1). Это смещение происходит по характеристике сети, которой в двига-

теле является линия рабочих режимов (кривая 10-10 → 1-1, точка А0 → А1). Одновременно с изменением геометрии лопаток происходит ухудшение состояния их поверхности, увеличиваются радиальные зазоры над лопатками, что приводит к снижению КПД процесса сжатия при $n_{к пр} = \text{const}$ (кривая 30-30 → 3-3, точка В0 → В1).

Снижение КПД компрессора требует увеличения температуры газа перед турбиной компрессора, что приводит к смещению линии рабочих режимов в сторону больших температур (кривые 20-20 → 2-2, точка А1 → А на рис. 1).

В конечном итоге при смещении напорной характеристики ($\Delta G'_{в пр}$, $\Delta \pi_k^{1*}$) и характеристики КПД ($\Delta \eta_k^{1*}$) рабочая точка из положения А0 на характеристике $\pi_k^* = f(G_{в пр})$ сместится в положение А, а рабочая точка на характеристике КПД перейдет из положения В0 в В. Расход воздуха, степень повышения давления и КПД изменятся (уменьшатся) соответственно на $\Delta G_{в пр}$, $\Delta \pi_k^*$, $\Delta \eta_k^*$.

Аналогичным образом происходит изменения характеристик компрессора при любой неисправности в нем, приводящей к измене-

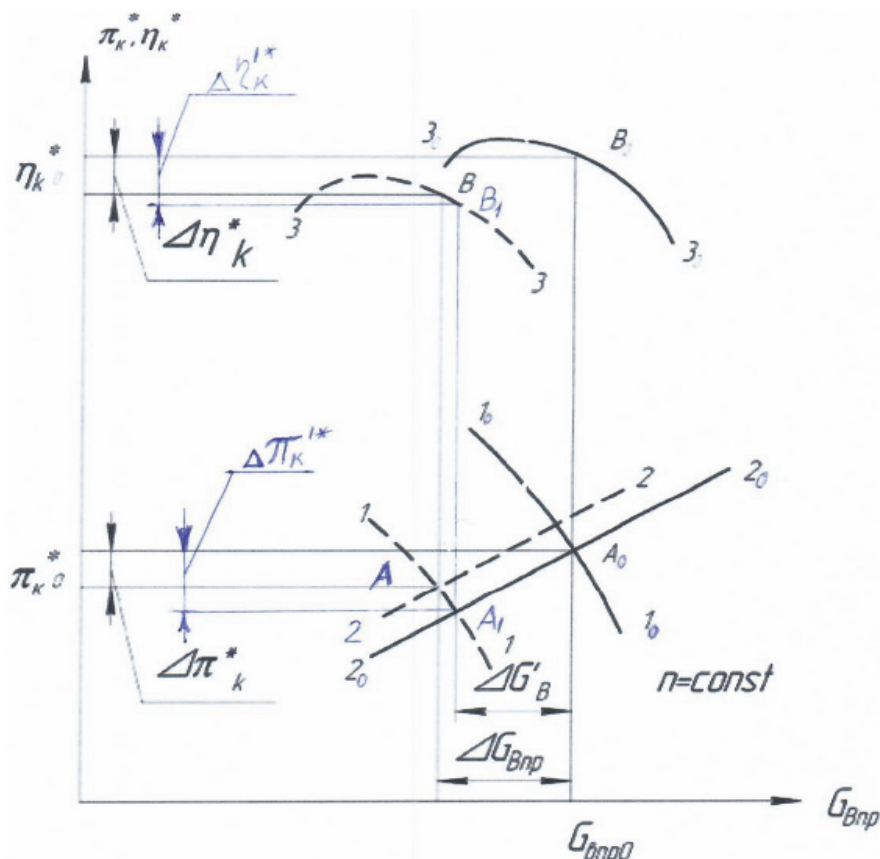


Рис. 1. Схема смещения характеристик и рабочих точек компрессора при изменении его состояния: 1₀, 2₀, 3₀ – исходное положение напорной характеристики, линии рабочих режимов и характеристики КПД; 1, 2, 3 – смещенное положение характеристик и линии рабочих режимов;

$G_{в пр 0}$, $\pi_{к 0}^*$, $\eta_{к 0}^*$ – исходные значения параметров компрессора (приведенного расхода воздуха, степени повышения давления, КПД);

$\Delta G_{в пр}$, $\Delta \pi_k^*$, $\Delta \eta_k^*$ – абсолютная величина изменений параметров компрессора;

$\Delta G'_{в пр}$, $\Delta \pi_k^{1*}$, $\Delta \eta_k^{1*}$ – смещение напорной характеристики и характеристики КПД

нию геометрии деталей в проточной части [4, 5, 7, 8].

Параметры работы компрессора оказывают непосредственное влияние на работу всего двигателя. Так как непосредственная оценка изменения КПД компрессора, расхода воздуха невозможна, то состояние компрессора, так же как других узлов двигателя, оценивается косвенно через измерение температуры, давления воздуха, газа, частот вращения роторов и т.д. Для этих целей параметры узлов двигателя включаются в математическую модель двигателя.

Состояние компрессора, как показано выше, может быть оценено комплексом параметров $\Delta\Pi = \{\Delta G'_{в пр}, \Delta\pi'_{к}, \Delta\eta'_{к}\}$. Математическая модель двигателя может адекватно отражать изменения в компрессоре, если все указанные параметры состояния будут включены в математическую модель. Необходимо отметить, что данное очевидное положение часто игнорируется, и в математическую модель включается только изменение КПД (что приводит к грубым ошибкам в оценке состояния двигателя через измеряемые параметры. Действительно, если не учитывать смещение напорной характеристики, то невозможно объяснить очевидный факт одновременного снижения расхода воздуха $G_{в пр}$ и $\pi_{к}^*$ при ухудшении состояния компрессора. При неизменной напорной характеристике уменьшение $G_{в пр}$ должно сопровождаться увеличением $\pi_{к}^*$, что невозможно при «плохом компрессоре».

Итак, для оценки состояния компрессора необходимо оценить $\{\Delta G'_{в пр}, \Delta\pi'_{к}, \Delta\eta'_{к}\}$, или, переходя к относительным отклонениям, $\{\delta G'_{в пр}, \delta\pi'_{к}, \delta\eta'_{к}\}$.

Здесь $\delta\Pi = [(\Pi - \Pi_0) / \Pi_0] \cdot 100\%$

Два из этих параметров можно связать между собой, выразив $\delta\pi'_{к}$ через $\delta G'_{в пр}, \delta\pi'_{к} = f(\delta G'_{в пр})$ (по характеристикам компрессора). В итоге для того, чтобы оценить состояние компрессора, в рассматриваемую диагностическую модель двигателя включены два независимых параметра $\delta G'_{в пр}$ и $\delta\eta'_{к}$.

Неисправности турбины компрессора и свободной турбины – прогары и оплавления лопаток СА, повреждения лопаток РК, увеличение радиальных зазоров и т.д., приводят к увеличению площадей СА, изменению пропускной способности турбин, ухудшению их КПД. Влияние неисправностей в турбинах на их характеристики представлено в работах [5, 8].

В основу представленной модели положены известные представления о совместной работе узлов ГТД [5, 6].

Как рассматривалось в [4, 5, 6] представим системы уравнений, описывающих процессы,

которые происходят в основных узлах турбовального двигателя со свободной турбиной: во входном устройстве, в компрессоре, в камере сгорания, в турбине компрессора, в свободной турбине, в выходном устройстве. В данные уравнения введены характеристики компрессора и турбины.

Входное устройство:

$$\left. \begin{aligned} 1) p_{вх}^* &= p_H \cdot \sigma_{вх} \\ 2) T_{вх}^* &= T_H \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где $p_{вх}^*, T_{вх}^*$ – полное давление воздуха за входным устройством;

p_H, T_H – давление и температура невозмущенного потока в атмосфере;

$\sigma_{вх}$ – коэффициент восстановления полного давления воздуха во входном устройстве.

Компрессор:

$$\left. \begin{aligned} 1) G_B &= G_{в пр} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{вх}^*}} \cdot \frac{p_{вх}^*}{101,3} \\ 2) \pi_{к}^* &= \pi_{к}(G_{в пр}, n_{к пр}) \\ 3) \pi_{к}^* &= p_{к}^* / p_{вх}^* \\ 4) T_{к}^* &= T_{вх}^* \left[1 + \left(\pi_{к}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к}} \right] \\ 5) \eta_{к} &= \eta_{к}(G_{в пр}, n_{к пр}) \\ 6) N_{к} &= \frac{k}{k-1} R_B T_{вх}^* \left(\pi_{к}^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к}} G_B \\ 7) G_{отб} &= G(G_B) \\ 8) n_{к} &= n_{к пр} \sqrt{T_{вх}^* / 288} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где G_B – расход воздуха через компрессор;

$G_{в пр}$ – приведенный расход воздуха;

$\pi_{к}^*$ – степень повышения полного давления в компрессоре;

$\pi_{к}$ – степень повышения давления в компрессоре;

$n_{к пр}$ – приведенная частота вращения ротора компрессора;

$p_{к}^*$ – полное давление воздуха за компрессором;

$T_{к}^*$ – температура воздуха за компрессором;

$\eta_{к}$ – КПД компрессора;

$N_{к}$ – мощность, потребная для вращения компрессора;

k – показатель изоэнтропы воздуха;

R_B – газовая постоянная воздуха;

$G_{отб}$ – отбор воздуха из компрессора.

Камера сгорания:

$$\left. \begin{aligned} 1) G_B C_{pB}^{T_K^*} T_K^* + G_T C_{pT} T_T + G_T H_u \eta_\Gamma &= G_\Gamma C_{p\Gamma}^{T_\Gamma^*} T_\Gamma^* \\ 2) p_K^* &= p_\Gamma^* / \sigma_\Gamma \\ 3) G_\Gamma &= G_B - G_{отб} + G_T \end{aligned} \right\}, (3)$$

где $C_{pB}^{T_K^*}$ – удельная теплоемкость воздуха при T_K^* ;
 G_T – расход топлива;
 C_{pT} – удельная теплоемкость топлива;
 T_T – температура топлива;
 H_u – теплотворная способность топлива;
 η_Γ – коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания;
 G_Γ – расход газа через турбину компрессора;
 $C_{p\Gamma}^{T_\Gamma^*}$ – удельная теплоемкость газа при температуре T_Γ^* ;
 T_Γ^* – температура газов за камерой сгорания;
 p_Γ^* – полное давление газа за камерой сгорания;
 σ_Γ – коэффициент восстановления полного давления газа в камере сгорания.

Турбина компрессора:

$$\left. \begin{aligned} 1) N_{TK} &= \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma T_\Gamma^* \left(1 - \pi_{TK}^{* \frac{1-k_\Gamma}{k_\Gamma}} \right) \eta_{TK}^* G_\Gamma \\ 2) \pi_{TK}^* &= p_\Gamma^* / p_{TK}^* \\ 3) N_{TK} &= N_K / \eta_M \\ 4) G_\Gamma &= m_{ca} \frac{F_{ca} p_\Gamma^* q(\lambda_{ca})}{\sqrt{T_\Gamma^*}} \\ 5) q(\lambda_{ca}) &= const \\ 6) \eta_{TK}^* &= \eta_T(\pi_{TK}^*, n_{TK}) \\ 7) n_K &= n_{TK} \\ 8) G_{CB} &= G_\Gamma \\ 9) T_{TK}^* &= T_\Gamma^* \left\{ 1 - \eta_{TK}^* \left[1 - \left(1 / \pi_{TK}^* \right)^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} \right] \right\} \end{aligned} \right\}, (4)$$

где N_{TK} – мощность на валу турбины компрессора;
 k_Γ – показатель эзоэнтропы газа;
 R_Γ – газовая постоянная газа;
 π_{TK}^* – степень понижения полного давления газа в турбине компрессора;
 p_{TK}^* – полное давление газа за турбиной компрессора;
 η_M – механический КПД;
 m_{ca} – численный коэффициент в уравнении расхода газа через турбину компрессора;
 F_{ca} – площадь минимального сечения соплового аппарата первой ступени турбины компрессора;

$q(\lambda_{ca})$ – газодинамическая функция;
 η_{TK}^* – КПД турбины компрессора по параметрам заторможенного потока;
 n_{TK} – частота вращения турбины компрессора;
 T_{TK}^* – температура газов за турбиной компрессора.

Свободная турбина:

$$\left. \begin{aligned} 1) G_{CB пр} &= G(\pi_{TCB}^*, n_{CB пр}) \\ 2) G_{CB пр} &= \frac{G_{CB} \sqrt{T_{TK}^*} 101,325}{p_{TK}^* \sqrt{288}} \\ 3) G_c &= G_{CB} \\ 4) \pi_{TCB}^* &= p_{TK}^* / p_{CB}^* \\ 5) T_{CB}^* &= T_{TK}^* \left\{ 1 - \eta_{TCB}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{TCB}^*} \right)^{\frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} \right] \right\} \\ 6) N_e &= \frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1} R_\Gamma T_{TK}^* \left(1 - \pi_{\Sigma CB}^{* \frac{1-k_\Gamma}{k_\Gamma}} \right) \eta_{\Sigma CB} G_{CB} \\ 7) \eta_{\Sigma CB} &= \eta_{TCB}^* \frac{\left(1 - \frac{1}{\pi_{TCB}^* \frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}} \right)}{\left(1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma CB}^{* \frac{k_\Gamma-1}{k_\Gamma}}} \right)} \\ 8) \eta_{TCB}^* &= \eta_T(\pi_{TCB}^*, n_{CB пр}) \\ 9) n_{CB пр} &= n_{CB} / \sqrt{T_{TK}^*} \\ 10) \pi_{\Sigma CB} &= p_{TK}^* / p_H \\ 11) C_e &= G_T / N_e \end{aligned} \right\}, (5)$$

где $G_{CB пр}$ – приведенный расход газа через свободную турбину;
 π_{TCB}^* – степень понижения полного давления газа в свободной турбине;
 $n_{CB пр}$ – приведенная частота вращения ротора свободной турбины;
 G_{CB} – расход газа через свободную турбину;
 G_c – расход газа через сопло;
 p_{CB}^* – полное давление газа за свободной турбиной;
 T_{CB}^* – температура газа за свободной турбиной;
 η_{TCB}^* – КПД свободной турбины по параметрам заторможенного потока;

N_e – мощность на валу турбовального двигателя;

$\pi_{\Sigma CB}$ – суммарная степень понижения давления в свободной турбине и выходном устройстве;

$\eta_{\Sigma CB}$ – мощностной КПД свободной турбины;

η_{TCB} – КПД свободной турбины;

n_{CB} – частота вращения ротора свободной турбины;

C_e – удельный расход топлива.

Выходное устройство:

$$\left. \begin{aligned} 1) p_{CB}^* &= p_c^* / \sigma_c \\ 2) G_c &= \frac{p_c^* F_c m_c q(\lambda_c)}{\sqrt{T_c^*}} \\ 3) q(\lambda_c) &= \left(\frac{k_r + 1}{2}\right)^{\frac{1}{k_r - 1}} \pi_c^{-\frac{1}{k_r}} \sqrt{\frac{k_r + 1}{k_r - 1} \left(1 - \pi_c^{\frac{1 - k_r}{k_r}}\right)} \\ 4) \pi_c &= p_c^* / p_H \\ 5) T_c^* &= T_{CB}^* \end{aligned} \right\} (6)$$

где p_c^* – полное давление газа на срезе сопла;

σ_c – коэффициент восстановления полного давления газа в выходном устройстве;

F_c – площадь сопла;

m_c – численный коэффициент в уравнении расхода газа через сопло;

T_c^* – температура газа на срезе сопла;

π_c – степень понижения давления в выходном устройстве.

Характеристики компрессора и турбин представлены в математической модели в общем виде: уравнения 2) и 5) – в системе (2); уравнение 6) – в системе (4); уравнения 1) и 8) в системе (5). В нашей математической модели вертолетного двигателя характеристики, заданные графически, аппроксимируются алгебраическими уравнениями.

Согласно [4, 5] представим линеаризованные уравнения (1)...(6) рабочих процессов турбовального двигателя со свободной турбиной.

Входное устройство:

$$\left. \begin{aligned} 1) \delta P_{BX}^* &= \delta P_H + \delta \sigma_{BX} \\ 2) \delta T_{BX}^* &= \delta T_H \end{aligned} \right\} (7)$$

Компрессор:

$$\left. \begin{aligned} 1) \delta G_B - \delta G_{BPP} - \delta P_{BX}^* + 0,5 \cdot \delta T_{BX}^* &= 0; \\ 2) \delta G_{BPP} - K_{2PK} \cdot \delta \pi_K^* &= K_{2GB} \cdot \delta G_{BPP}; \\ 3) \delta \pi_K^* + \delta P_{BX}^* - \delta P_K^* &= 0 \\ 4) \delta T_K^* - \delta T_{BX}^* - K_{4PK} \cdot \delta \pi_K^* + K_{4TK} \cdot \delta \eta_K &= 0 \\ 5) \delta \eta_K - K_{5GB} \cdot \delta G_{BPP} &= K_{5TK} \cdot \delta \eta_K - K_{5GB} \cdot \delta G_{BPP}; \\ 6) \delta N_K - \delta G_B - K_{6PK} \cdot \delta \pi_K^* + \delta \eta_K - \delta T_{BX}^* &= 0 \\ 7) \delta G_B - \delta G_{omb} &= 0 \\ 8) \delta n_K - 0,5 \cdot \delta T_{BX}^* &= \delta n_{KPP}. \end{aligned} \right\} (8)$$

Величины $\delta G'_{BPP}$ и $\delta \eta'_K$ представляют относительные смещения напорной характеристики компрессора по горизонтали и характеристики КПД по вертикали в соответствии со схемой (рис.1)

Камера сгорания:

$$\left. \begin{aligned} 1) \delta T_{\Gamma}^* + \delta G_{\Gamma} - K_{1GB} \cdot \delta G_B - K_{1TK} \cdot \delta T_K^* - K_{1GT} \cdot \delta G_T &= 0; \\ 2) \delta P_{\Gamma}^* - \delta P_K^* &= \delta \sigma_{\Gamma}; \\ 3) \delta G_{\Gamma} - K_{3GB} \cdot \delta G_B + K_{3GOTB} \cdot \delta G_{OTB} - K_{3GT} \cdot \delta G_T &= 0. \end{aligned} \right\} (9)$$

Турбина компрессора:

$$\left. \begin{aligned} 1) \delta N_{TK} - \delta G_{\Gamma} - \delta T_{\Gamma}^* - \delta \eta_{TK}^* - K_{1nTK} \cdot \delta \pi_{TK}^* &= 0; \\ 2) \delta P_{\Gamma}^* - \delta \pi_{TK}^* - \delta P_{TK}^* &= 0; \\ 3) \delta N_K - \delta N_{TK} &= \delta \eta_M; \\ 4) \delta G_{\Gamma} - \delta P_{\Gamma}^* + 0,5 \cdot \delta T_{\Gamma}^* - \delta q(\lambda_{CA}) &= \delta F_{CA}; \\ 5) \delta q(\lambda_{CA}) &= 0; \\ 6) \delta \eta_{TK}^* - K_{6n2TK} \cdot (\delta n_{TK} - 0,5 \cdot \delta T_{\Gamma}^*) - K_{6n1TK} \cdot (\delta n_{TK} - 0,5 \cdot K_{6TT} \cdot \delta T_{\Gamma}^* + 0,5 \cdot K_{6TTK} \cdot \delta T_{TK}^*) &= K_{6nTK} \cdot \delta \eta_{TK}^*; \\ 7) \delta n_K - \delta n_{TK} &= 0; \\ 8) \delta G_{CB} - \delta G_{\Gamma} &= 0; \\ 9) \delta T_{TK}^* - \delta T_{\Gamma}^* + K_{9nTK} \cdot \delta \eta_{TK}^* - K_{9nTK} \cdot \delta \pi_{TK}^* &= 0. \end{aligned} \right\} (10)$$

Свободная турбина:

$$\left. \begin{aligned}
 1) & \delta G_{CBIP} + 0,5 \cdot K_{ITK} \cdot \delta T_{TK}^* - 0,5 \cdot K_{ITCB} \cdot \delta T_{CB}^* = \delta G_{CB}^* + \\
 & + K_{InCB} \cdot \delta n_{CB}; \\
 2) & \delta G_{CBIP} - \delta G_{CB} - 0,5 \cdot \delta T_{TK}^* + \delta P_{TK}^* = 0; \\
 3) & \delta G_{CB} - \delta G = 0; \\
 4) & \delta P_{TK}^* - \delta P_{CB}^* - \delta \pi_{TCB}^* = 0; \\
 5) & \delta T_{CB}^* - \delta T_{TK}^* + K_{\eta_{TCB}} \cdot \delta \eta_{TCB}^* - K_{\pi_{TCB}} \cdot \delta \pi_{TCB}^* = 0; \\
 6) & \delta N_e = \delta G_{CB} - \delta T_{TK}^* - \delta \eta_{\Sigma CB} - K_{\pi_{\Sigma CB}} \cdot \delta \pi_{\Sigma CB} = 0; \\
 7) & \delta \eta_{\Sigma CB} - \delta \eta_{TCB}^* - K_{\pi_{TCB}} \cdot \delta \pi_{TCB}^* - K_{\pi_{\Sigma CB}} \cdot \delta \pi_{\Sigma CB} = 0; \\
 8) & \delta \eta_{TCB}^* + K_{\eta_{2CB}} \cdot 0,5 \cdot \delta T_{TK}^* + 0,5 \cdot K_{\eta_{1CB}} \cdot K_{\eta_{TK}} \cdot \delta T_{TK}^* - \\
 & - 0,5 \cdot K_{\eta_{1CB}} \cdot K_{\eta_{TCB}} \cdot \delta T_{CB}^* = K_{\eta_{TCB}} \cdot \delta \eta_{TCB}^* + \delta n_{CB} (K_{\eta_{2CB}} + \\
 & + K_{\eta_{1CB}}); \\
 9) & \delta n_{CBIP} + 0,5 \cdot \delta T_{TK}^* = \delta n_{CB}; \\
 10) & \delta \pi_{\Sigma CB} - \delta P_{TK}^* = \delta P_H; \\
 11) & \delta C_e - \delta G_T + \delta N_e = 0.
 \end{aligned} \right\} (11)$$

Выходное устройство:

$$\left. \begin{aligned}
 1) & \delta P_C^* - \delta P_{CB}^* = \delta \sigma_c; \\
 2) & \delta G_C - \delta P_C^* + 0,5 \cdot \delta T_C^* - \delta q(\lambda_c) = \delta F_c; \\
 3) & \delta q(\lambda_c) - 0,5 \cdot K_{\pi C} \cdot \delta \pi = 0; \\
 4) & \delta \pi_c - \delta P_C^* = \delta P_H; \\
 5) & \delta T_C^* - \delta T_{CB}^* = 0.
 \end{aligned} \right\} (12)$$

Уравнения (7) – (12) образуют замкнутую систему. В левую часть уравнений входят вторичные параметры (часть из которых являются измеряемыми), а в правую часть – первичные (параметры состояния). Решение системы позволяет выразить отклонение любой из вторичных переменных через отклонения первичных. Перед решением системы уравнений (7) – (12), согласно [4, 5], для заданного режима работы двигателя ($n_{TKIP} = const$) вычисляются частные коэффициенты, входящие в левую часть уравнений.

В результате решения системы уравнений (7) – (12) образуется матрица коэффициентов взаимного влияния первичных на вторичные параметры.

Коэффициенты влияния первичных параметров на измеряемые, рассчитаны для всех режимов работы двигателя. Для примера эти коэффициенты для режима «Номинальный» представлены в таблице 1.

Как было сказано выше, в процессе ремонта вертолетных ГТД часто возникает задача по разработке дополнительных мероприятий по восстановлению элементов проточной части (замена рабочих лопаток и НА в компрессоре, жаровых труб в камере сгорания, рабочих лопаток и СА турбин) в случае выхода термогазодинамических параметров за пределы ремонтных допусков при сдаточных испытаниях.

Для инженерной оценки влияния этих мероприятий на термогазодинамические параметры (с целью приведения их в пределы ремонтных допусков) в математическую модель для свободной турбины дополнительно к двум параметрам состояния δG_{CB}^* ; $\delta \eta_{TCB}^*$ включен еще первичный параметр – изменение площади ее первого соплового аппарата δF_{ca1CT} (Таблица 1).

Таблица 1. Коэффициенты взаимного влияния параметров вертолетного турбовального двигателя на режиме работы «Номинальный»

Вторичные параметры	Первичные параметры										
	$\delta \sigma_{\Sigma X}$	$\delta \eta_K'$	$\delta G_B'$	$\delta \sigma_T$	δF_{ca}	$\delta \eta_{TK}'$	$\delta G_{CB}'$	$\delta \eta_{TCB}'$	δF_{ca1CT}	δF_c	$\delta \sigma_c$
δG_B	1	0,11	1,03	0,22	0,14	0,13	0,04		0,08		
$\delta \pi_K^*$		-0,41	1,34	-0,81	-0,51	-0,46	-0,46		-0,3		
δT_K^*		-0,51	0,33	-0,28	-0,17	-0,16	-0,11		-0,01		
δG_T	1	-1,84	1,94	-1,84	1,48	-2,07	-1,78		-1,74		
δT_T^*		-1,04	0,61	-0,52	0,69	-1,16	-0,95		-0,76		
δT_{TK}^*		-1,03	0,58	-0,5	0,89	-1,73	-1,18		-1,21		
$\delta \pi_{TK}^*$		-0,04	0,02	-0,02	-1,12	0,19	1,1		1,12		
δT_{CB}^*	-0,11	-1,03	0,44	-0,43	0,65	-1,94	-0,94	-0,13	-1,21	-0,07	-0,18
$\delta \pi_{TCB}^*$	0,62	-0,31	0,82	-0,1	0,25	-0,45	-1,33	0,03	-1,25	0,42	1,04
$\delta \pi_{\Sigma CB}$	1	-0,41	1,32	-0,16	0,4	-0,64	-1,56		-1,42		
δN_e	1,56	-1,47	2,74	-0,55	1,09	-2,48	-3,05	0,95	-1,97	0,58	1,24

Представленная математическая модель может использоваться как при поиске неисправностей проточной части вертолетного двигателя, так и при доводке и восстановлении его узлов при ремонте в случае выхода термогазодинамических параметров за пределы ремонтных допусков при сдаточных испытаниях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Акимов В.М.* Основы надежности газотурбинных двигателей / В.М. Акимов. – М.: Эколит, 2016. – 208 с.
2. Машошин О.Ф., Бигус А.В. Информационное обеспечение процессов диагностирования авиационной техники / О.Ф. Машошин, А.В. Бигус // Научн. вестник МГТУ ГА. – 2002. – № 49. С. 44-48.
3. *Ахметзянов, А.М.* Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам / А.М. Ахметзянов, Н.Г. Дубравский, А.П. Тунаков. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
4. *Киселёв, Ю.В.* Диагностирование газотурбинных двигателей и их узлов по термогазодинамическим и виброакустическим параметрам: учеб. пособие / Ю.В. Киселёв, Н.И. Епишев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007 с.
5. *Черкиз, А.Я.* Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений / А.Я. Черкиз. – М.: Машиностроение, 1975. – 380 с.
6. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов [под редакцией Шевякова А.А.] – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.
7. *Абдельвахид, М.Б.* Методика оценки влияния климатических условий и эрозионного износа на характеристики ТРДДФ: дис. ... канд. техн. наук : 05.07.05 / М.Б. Абдельвахид; науч. рук. А.Н. Черкасов; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». – Москва, 2014. – 175 с
8. *Епишев, Н.И.* Исследование характеристик и параметрическая диагностика авиационных ГТД, работающих в наземных условиях: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.07 / Н. И. Епишев ; науч. рук. К. А. Жуков ; Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. - Куйбышев, 1983. - 204 с

DIAGNOSTIC MODEL OF HELICOPTER TURBOSHAFT ENGINE

© 2023 V.P. Kazhaev, D.Y. Kiselev, Y.V. Kiselev

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev, Samara, Russia

The article presents a qualitative assessment of the impact on the engine components characteristics of the malfunction occurrence in the flow part of the aviation gas turbine engines, which lead to changes in its geometry. Using the example of a compressor, it is shown that when defects appear in it, two of its characteristics are deformed: efficiency and pressure characteristics (which is confirmed by a significant number of studies). It is concluded that in order to reliably diagnose aviation gas turbine engines by thermogasodynamic parameters, the mathematical model must take into account the change in two characteristics for each engine component of the flow part (and not only the change in the characteristics of the efficiency of the nodes). A linear mathematical model of a helicopter turboshaft turbine engine is presented and the results of calculating the influence coefficient for a given control law are presented. The peculiarity of the presented model is that the state of each engine component is characterized by two state parameters: for compressors, this is the head characteristic and the efficiency characteristic, for turbines, performance characteristics and efficiency.

Key words: diagnostic model, turboshaft engine, flow part, compressor, turbine, head characteristic, mathematical model, control law, performance characteristics.

DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-1-99-106

REFERENCES

1. Akimov V.M. Osnovy nadezhnosti gazoturbinnih dvigatelej / V.M. Akimov. – M.: Ekolite, 2016. – 208 s.
2. Mashoshin O.F., Bigus A.V. Informacionnoe obespechenie processov diagnostirovaniya aviacionnoj tekhniki / O.F. Mashoshin, A.V. Bigus // Nauchn. vestnik MGTU GA. – 2002. – № 49. S. 44-48.
3. Ahmetzyanov, A.M. Diagnostika sostoyaniya VRD po termogazodinamicheskim parametram / A.M. Ahmetzyanov, N.G. Dubravskij, A.P. Tunakov. – M.: Mashinostroenie, 1983. – 206 s.
4. Kiselyov, Yu.V. Diagnostirovanie gazoturbinnih dvigatelej i ih uzlov po termogazodinamicheskim i vibroakusticheskim parametram: ucheb. posobie / YU.V. Kiselyov, N.I. Epishev. – Samara: Izd-vo Samar. gos. aerokosm. un-ta, 2007 s.
5. Cherkiz, A.YA. Inzhenernye raschety gazoturbinnih dvigatelej metodom malyh otklonenij / A.Ya. Cherkiz. – M.: Mashinostroenie, 1975. – 380 s.
6. Teoriya avtomaticheskogo upravleniya silovymi ustanovkami letatel'nyh apparatov [pod redakciej Shevyakova A.A.] – M.: Mashinostroenie, 1976. – 344 s.
7. Abdel'vahid, M.B. Metodika ocenki vliyaniya klimaticheskikh uslovij i erozionnogo iznosa na karakteristiki TRDDF: dis. ... kand. tekhn. nauk : 05.07.05 / M.B. Abdel'vahid; nauch. ruk. A.N. Cherkasov; Voennyj uchebno-nauchnyj centr Voenno-vozdushnyh sil «Voenno-vozdushnaya akademiya imeni professora N. E. Zhukovskogo i YU. A. Gagarina». – Moskva, 2014. – 175 s
8. Epishev, N.I. Issledovanie harakteristik i parametricheskaya diagnostika aviacionnyh GTD, rabotayushchih v nazemnyh usloviyah: dis. ... kand. tekhn. nauk: 05.07.07 / N. I. Epishev ; nauch. ruk. K. A. Zhukov ; Kujbyshev. aviac. in-t im. S. P. Koroleva. - Kujbyshev, 1983. - 204 s.

Vladimir Kazhaev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Maintenance Department.
E-mail: kazhaev.vp@ssau.ru

Denis Kiselev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Maintenance Department.
E-mail: eat@inbox.ru

Yuri Kiselev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aircraft Maintenance Department.
E-mail: zamivt@ssau.ru