

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – *Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;*
2.5.13 – *Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;*
2.5.14 – *Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;*
2.5.15 – *Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;*
2.5.16 – *Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов*

УДК 681.3.069:681.3.015
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Применение метода малых отклонений для диагностирования технического состояния авиационного газотурбинного двигателя на переходных режимах его работы

О.Ф. Машошин¹, И.Г. Хармац¹

¹*Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия*

Аннотация: В статье рассмотрены вопросы, связанные с использованием параметрической информации переходных режимов работы газотурбинных двигателей (ГТД) для диагностирования их технического состояния в процессе эксплуатации. Проведен обзор общих подходов к вычислительным алгоритмам распознавания и классификации состояний применительно к авиационным ГТД. Показано место аналитических моделей в современных алгоритмах оценки технического состояния авиационных ГТД. Рассмотрено построение линеаризованной математической модели переходного режима работы авиационного ГТД обобщенной схемы – системы уравнений, аналитически связывающих относительные отклонения параметров, измеряемых в процессе работы двигателя, с относительными отклонениями неизмеряемых термогазодинамических параметров и геометрических параметров газоздушного тракта, позволяющих классифицировать техническое состояние элементов проточной части газотурбинного двигателя. Сформулирован метод построения математической и диагностической моделей двигателя с использованием характеристик переходного процесса, а также показана возможность применения метода малых отклонений, используемого для построения линейных (линеаризованных) математических и диагностических моделей ГТД для стационарных режимов его работы. Показано, что, несмотря на структурное сходство линейных моделей установившегося и переходного процессов, диагностирование с их помощью базируется на совершенно разных принципах – на установившемся режиме классификация технического состояния определяется по изменению величины группы контролируемых откликов, а на переходном режиме эта операция основывается на сопоставлении изменения характера протекания переходного процесса. Для обеспечения универсальности применения предложенных методов к различным схемам ГТД, устанавливаемых на современных самолетах гражданской авиации, рассмотрена модель обобщенной схемы авиационного газотурбинного двигателя – трехвального двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков в общем реактивном сопле.

Ключевые слова: переходные режимы, диагностирование, аналитические модели, авиационные газотурбинные двигатели, классификация состояний.

Для цитирования: Машошин О.Ф., Хармац И.Г. Применение метода малых отклонений для диагностирования технического состояния авиационного газотурбинного двигателя на переходных режимах его работы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 5. С. 81–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Application of the method of insignificant divergencies to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation

O.F. Mashoshin¹, I.G. Kharmats¹

¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: The article deals with issues related to the use of parametric information of the transient-state gas turbine engines (GTE) operation conditions for diagnosing their technical condition during the operation. A review of general approaches to computational algorithms for the recognition and classification of the condition applicable to aircraft GTE has been carried out. The significance of analytical models in modern algorithms for assessing the technical GTE condition is emphasized. The construction of a linearized mathematical model for the transient-state condition of the generalized-scheme aircraft GTE operation has been considered. It represents a system of equations analytically combining the relative parameter divergences measured during the engine operation with the relative divergences of unmeasured thermogasdynamic parameters and geometric gas-air flow duct parameters allowing for the technical condition of gas-air channel elements to be classified. A method for constructing mathematical and diagnostic engine models, using the transient response data, has been formulated. The capability of employing a method of insignificant divergences, used to build linear (linearized) mathematical and diagnostic GTE models for the steady-state conditions of its operation, has been demonstrated as well. It is shown that, despite the structural similarity of linear models of the steady and transient-state processes, diagnostics by means of the stated above processes is based on completely different principles – under the steady-state condition, the classification of a technical condition is determined by the variation in the value of the group of controlled responses, and under the transient-state condition, this operation is based on correlating the change in the transient-state behavior. To ensure the versatility of employing proposed methods regarding various GTE designs installed on modern civil aircraft, a generalized-design aircraft GTE model – a three-shaft bypass turbojet engine with mixing flows in a common jet nozzle, has been considered.

Key words: transient-state conditions, diagnostics, analytical models, aircraft gas turbine engines, classification of conditions.

For citation: Mashoshin, O.F., Kharmats, I.G. (2023). Application of the method of insignificant divergencies to diagnose the technical aircraft gas turbine engine state under the transient-state conditions of its operation. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 5, pp. 81–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-5-81-95

Введение

С увеличением наработки изменяются характеристики авиадвигателя не только на установившихся, но и на переходных режимах его работы. Как показывает практика, динамические характеристики обладают высокой чувствительностью к изменению основных параметров состояния (факторов) исследуемого объекта. Поскольку современные технические средства измерения параметров позволяют за малый промежуток времени многократно произвести регистрацию контролируемых параметров и оценить динамику их изменения, данное обстоятельство делает возможным их использование для диагностирования и прогнозирования технического состояния авиационных ГТД.

Так, например, к термогазодинамическим параметрам ГТД относят давление, температуру, отношение давлений и температур, скорость течения, расход топлива и масла, про-

ходные площади сечений проточной части, тягу, а также частоту вращения роторов.

Временные ряды контролируемых параметров используются в различных методах идентификации состояния (образа) объекта, основанных на математическом описании поведения объекта: аналитических методах, статистических методах (в том числе байесовское иерархическое моделирование [1, 2]), методах моделирования на основе подобию (SBM) [3], методах машинного обучения (ML, Deep ML) [4–8] и пр. Диагностирование технического состояния ГТД методами математического моделирования заключается в решении задачи распознавания (классификации) образа (состояния) экземпляра ГТД, то есть выбора одного варианта состояния в иерархии (дереве) заранее определенных возможных состояний ГТД. Во многих случаях решение задачи классификации дополняется расчетом вероятности выбранного состояния [9] и ограниченного набора парамет-

ров, характеризующих «критичность» состояния (например, остаточный ресурс RUL или синтетические параметры отклонения от состояния объекта, классифицируемого как «нормальное»).

С вычислительной точки зрения задача классификации может быть рационально решена использованием:

- одностадийного вычисления – результат (наиболее вероятное состояние объекта) определяется за один цикл расчетов;
- двухстадийного вычисления – на первой стадии выполняется бинарная классификация (нормальное/аномальное состояние), на второй стадии выполняется поиск наиболее вероятного состояния в дереве аномальных состояний при условии, что результат первой стадии вычислений равен «аномальное состояние»;
- итерационного вычисления – результатом i -й стадии вычисления является выбор подмножества вариантов решения, полученного по ветви классификационного дерева из результата $(i - 1)$ -й стадии вычисления. Итерации завершаются при достижении «листа» дерева или *null*-решения (например, статистически неразличимые значения вероятностей решающих подмножеств).

В современных алгоритмах диагностирования ГТД обычно применяются двухстадийные или итерационные вычисления, позволяющие на разных стадиях вычисления использовать различные математические модели объекта, в том числе аналитические модели.

Аналитические модели ГТД строятся на функциональных зависимостях термогазодинамических параметров, полученных теоретическими [10, 11] и практическими исследованиями процессов термодинамики и теплопередачи. В терминах диагностики измеряемые параметры относят к признакам, а параметры, классифицирующие состояние ГТД, – к факторам. Так, признаками состояния двигателя могут быть тяга R , расход топлива G_T , температура газов перед $T^*_{Г}$ или за турбиной $T^*_{Т}$, параметры рабочего тела по тракту, а также некоторые параметры топливной, масляной систем. Примерами возможных состояний могут служить прогары лопаток турби-

ны, жаровой части камер сгорания, деформация элементов проточной части и т. п.

Решение (классификация состояния) выполняется по критическим отклонениям термогазодинамических параметров. Например, изменение температуры газа за турбиной сравнивают с эталонной моделью. Эталонная модель строится по формулярным данным двигателя. Температура контролируется на взлетном режиме, которому соответствует контрольная температура за турбиной. В некоторых случаях температуру T_T , а также параметры T_H и P_H используют для подсчета тяги двигателя и сравнивают ее с той тягой, которая должна быть в этих условиях.

Определенные возможности заложены в диагностический параметр «расход топлива». Опыт показывает, что повреждение проточной части ГТД увеличивает расход топлива на 120...150 кг/ч при одновременном изменении других термодинамических параметров. Характеристики расхода топлива хорошо отражают техническое состояние камер сгорания и сопловых аппаратов турбин. Однако, как показывает опыт, точное измерение расхода затруднено из-за погрешностей расходомеров, вызванных необходимостью учета плотности керосина при разных температурах.

В определенных условиях диагностику состояния ГТД можно осуществлять и по давлению топлива перед форсунками p_t , но и здесь погрешности измерений могут играть решающую роль.

Для того чтобы добиться надежной классификации состояния ГТД аналитическими моделями по результатам измеренных термогазодинамических параметров, необходимо провести первичную обработку временных рядов. Помимо типовых обработок (удаление bad-значений, сглаживание, восстановление пропущенных значений и т. п.), значения параметров необходимо привести к стандартным условиям и детерминированным режимам работы двигателя.

Результаты исследований в области диагностики ГТД по термогазодинамическим параметрам позволили установить, что самым чувствительным и информативным показателем состояния проточной части двигателей является адиабатический КПД турби-

ны η_T . Конечно, непосредственно замерить η_T невозможно, однако его можно выразить через частоту вращения роторов, степень повышения давления π_K и температуру газов перед турбиной T_T . Эта зависимость будет эмпирической и специфичной по отношению к конкретному двигателю.

Для постановки диагноза также предполагается известная динамическая аналитическая модель двигателя. В качестве откликов в данном случае используются среднеинтегральные значения контролируемых параметров за определенный промежуток времени набора или сброса нагрузки.

Методы расчета характеристик газотурбинных двигателей на переходных (неустановившихся) режимах работы рассматриваются во многих теоретических и прикладных исследованиях [12–15] и ряде других. Так, исследования динамической диагностической модели газовой турбины ГТД приведены в [16].

Цель и задачи исследования

Цель – теоретическое обоснование и исследование возможностей использования термодинамических параметров работы газотурбинного двигателя, зафиксированных на каком-либо переходном режиме его работы, для оперативной технической диагностики состояния основных узлов газогенератора. Получаемые модели должны (помимо обязательных требований, предъявляемых к такого рода моделям) быть по возможности как можно более простыми, чтобы позволить оперативно обрабатывать большой объем наблюдаемых данных с получением практически значимых результатов.

Задачами исследования были поставлены:

- оценка принципиальной возможности применения для переходных режимов работы ГТД подходов и моделей, используемых для установившихся режимов работы;
- построение линеаризованной математической модели переходного режима работы ГТД для последующей оценки его технического состояния соответствующими диагностическими моделями;

- оценка ограничений и допущений, определяющих практическую область применения построенных моделей.

Методы и материалы исследования

При проведении исследования использованы методы математического моделирования термодинамических процессов, методы линеаризации модельных уравнений второго и более порядка, методы статистической обработки массивов параметров и сравнительной оценки с результатами моделирования.

В качестве отправной точки исследования рассматривается линейная (линеаризованная) математическая модель (ММ), устанавливающая взаимосвязи между малыми отклонениями термодинамических параметров двигателя. На основе такой модели строятся диагностические модели ГТД, при этом решается задача определения изменения ряда параметров в процессе эксплуатации, характеризующих его техническое состояние, по изменению определенной группы его контролируемых параметров (факторов). Для расчета диагностической модели данного типа используется метод параллельных матриц, приведенный в [17]. В результате ее решение распадается на группу решений избыточных подсистем уравнений, базирующихся на одной и той же общей ММ. Полученные диагностические матрицы построчно анализируются на пределы погрешностей; уравнения (строки) с высокими значениями расчетных погрешностей исключаются из дальнейшего анализа. Итоговый результат расчета представляет собой совокупность отклонений параметров, по которым классифицируется техническое состояние двигателя.

Малые отклонения параметров аргументов, участвующих в формировании диагностических моделей, определяются путем сравнения результатов их измерения в разные моменты времени с использованием одних и тех же элементов измерительных цепей. Поэтому точность диагноза с помощью диагностической модели определяется не только погрешностью измерений, но и их повторяе-

мостью. Ошибка на один процент в величине относительного отклонения составляет лишь небольшую долю процента ошибки в абсолютной величине параметра.

Требования по глубине диагностирования определяют минимально необходимое количество диагностических подмоделей (уровней), при котором будет достигнута заданная степень локализации дефектов. Следует отметить, что в случае необходимости перечень используемых в структуре подмоделей факторов может быть расширен не только с помощью расчета исходной линейной ММ с дополнительными уравнениями, но и путем логического перехода к линейным диагностическим моделям [18], напрямую не связанным с исходной линейной ММ.

Следует также указать, что рассматриваемые диагностические модели мало пригодны к задачам бинарной классификации (нормальное/аномальное состояние), но могут применяться в двухстадийных или многостадийных диагностических алгоритмах на этапах исследования отдельных ветвей дерева классификации состояний.

Использование для переходных процессов моделей, полученных для установившихся режимов работы ГТД

При расчете переходных режимов обычно принимают допущение о квазистационарности рабочего процесса, то есть предполагают, что для математического описания состояний применимо большинство соотношений, используемых для расчета установившихся (расчетных) режимов работы ГТД. Существенным изменениям подвергаются лишь уравнения баланса мощности для турбины и компрессора, расположенных на одном валу, в которых необходимо учитывать изменение во времени кинетической энергии вращающихся масс ротора.

Одной из основных эксплуатационных характеристик двигателя является его приемистость, которая определяется минимальным временем, потребным для перехода с режима малого газа (МГ) на режим максимальной тяги, то есть временем разгона t_{PA3T} от n_{MG} до n_{B3L} , а также временем обратного перехода от n_{B3L} до n_{MG} – временем сброса частоты вращения t_{CB} .

Итак, примем, что:

- уравнения неразрывности, расхода и его следствия остаются справедливыми для характеристик переходных режимов;
- баланс мощностей ротора на переходном режиме работы ГТД определяется по формуле

$$N_T - \frac{N_K}{\eta_M} = \frac{dE}{dt}, \quad (1)$$

где

$$E = \frac{I\omega^2}{2}, \quad (2)$$

E – кинетическая энергия ротора; I – момент инерции ротора относительно оси вращения; ω – угловая скорость вращения ротора.

Мощность можно определить по формуле

$$N = LG = M\omega. \quad (3)$$

Здесь L – работа; G – секундный расход рабочего тела; M – крутящий момент. Из уравнения (1) следует, что

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{I\omega^2}{2} \right) = G_B \left(\frac{1}{m} L_T - L_K \right). \quad (4)$$

Здесь $m = \frac{G_B}{G_K}$ – отношение расхода воздуха к расходу газа.

Полагая, что на исходном режиме $\frac{1}{m_0} L_{T0} = L_{K0}$, можно записать

$$G_B \left(\frac{1}{m} L_T - L_K \right) = G_B \left[\left(\frac{1}{m} L_T - L_{T0} \right) - (L_K - L_{K0}) \right] = G_B L_{K0} \left[\delta \left(\frac{1}{m} L_T \right) - \delta L_K \right].$$

Если принять, что в процессе кратковременного переходного режима величина m меняется незначительно, то $\delta\left(\frac{1}{m}L_T\right) \approx \delta L_T$. Последнее выражение примет вид

$$G_B\left(\frac{1}{m}L_T - L_K\right) = G_B L_{K0}[\delta L_T - \delta L_K] = I\omega \frac{d\omega}{dt}. \quad (5)$$

Так как

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{d}{dt}(\omega - \omega_0) = \omega_0 \frac{d}{dt}(\delta\omega) = \omega_0(\delta\omega)' = \omega_0(\delta n)',$$

то (5) будет выглядеть следующим образом:

$$\frac{G_B L_{K0}}{I\omega^2}(\delta L_T - \delta L_K) = (d\omega)' = (dn)' = S(\delta L_T - \delta L_K). \quad (6)$$

Здесь S – константа, определяемая в исходной точке переходного процесса.

$$S = \left(\frac{G_B L_K}{I_Z \omega^2}\right)_0. \quad (7)$$

Величина S характеризует соотношение между мощностью компрессора и кинетической энергией вращения ротора на исходном стационарном режиме.

Ускорение ротора при заданной частоте вращения определяется величиной избытка подачи топлива ΔG_T . В реальных процессах избыток подачи топлива осуществляется с учетом ряда ограничений.

На установившемся режиме максимальная температура газа перед турбиной T_{Tmax} достигается при максимальной частоте вращения n_{max} . В процессе разгона при $n < n_{max}$ допускается кратковременный заброс температуры T_T выше максимального значения на $50...120^\circ$. При отсутствии других ограничений подача топлива на режимах разгона может быть увеличена в $1,5...2$ раза. Увеличение в процессе разгона температуры T_T вследствие эффекта теплового дросселирования ведет к увеличению параметра $\frac{\pi_R}{q(\lambda_B)}$, что идентично увеличению отношения $\frac{\pi_K}{G_B}$. Данное обстоятельство приводит к тому, что при одинаковой ча-

стоте вращения точка совместной работы турбины и компрессора смещается при разгоне в сторону границы его устойчивой работы. Обычно при малых и средних значениях n возможные избытки подачи топлива ограничены устойчивостью компрессора, а на больших n – температурой T_T . Частота вращения n и в особенности тяга P мало меняются в начале разгона и резко увеличиваются в конце.

Сброс частоты вращения ротора осуществляется путем снижения подачи топлива. При этом мощность турбины становится меньше мощности, потребляемой компрессором, и ротор получает отрицательное ускорение. Основным фактором, ограничивающим снижение подачи топлива при сбросе частоты вращения, является предел устойчивой работы камеры сгорания.

Особенности протекания нестационарных процессов в двухвальном ГТД связаны с тем, что при нарушении баланса мощности на валу турбокомпрессоров частота вращения роторов высокого и низкого давления меняется в общем случае с различной скоростью, и величина скольжения $C = n_2/n_1$ в течение переходного процесса может заметно отличаться от своего значения как на исходном, так и на конечном режиме.

Так, в двухвальном ТРД по мере уменьшения частоты вращения возрастает скольжение роторов, что вызывается изменением углов атаки в каскадах компрессоров, а также характером перераспределения перепадов давления

между ступенями турбин. Такие же закономерности газодинамических связей действуют у этих двигателей и на переходных режимах.

Однако при этом в процессе разгона скольжение роторов возрастает, а в процессе сброса падает по сравнению с установившимися режимами. Указанное различие вносит изменения в характер положения линии совместной работы турбины и компрессора на характеристике компрессора низкого давления (КНД).

При разгоне частота вращения n_2 растет быстрее, чем n_1 . Это уменьшает дросселирование КНД; линия совместных режимов работы смещается вправо в область повышенных расходов воздуха. При сбросе частоты вращения рост скольжения замедляется и компрессор высокого давления (КВД) начинает дросселировать КНД, что приводит к смещению линии совместных режимов работы в сторону границы устойчивой работы.

Вид кривых, характеризующих совместную работу турбины и компрессора, на характеристике КВД аналогичен виду этих кривых у одновального ТРД.

У двухвальных ТРДД сохраняются те же особенности протекания переходных процессов, что и у двухвальных ТРД. Единственное отличие заключается в том, что отклонение линии рабочих режимов на характеристике вентилятора от линии установившихся режимов оказывается меньшим, чем у ТРД; причем отклонение тем меньше, чем больше степень двухконтурности. Этот факт объясняется тем, что расход воздуха через вентилятор определяется не только расходом воздуха через КВД, но также и расходом через внешний контур, слабо зависящий от скольжения роторов.

Для переходных процессов, вызванных небольшим изменением параметров по сравнению с их значениями на исходном стационарном режиме, допустимо решение рассматриваемой задачи в линейной постановке.

Допустим, что баланс мощности на валу ротора нарушился в результате некоторого конечного приращения расхода топлива δG_T . Это вызовет увеличение n , T_T , π_K и других параметров, что приведет к изменению L_T и L_K в соответствии с уравнениями для работы турбины и компрессора на исходном режиме [19]

(далее для простоты выкладок используются формулы для одновального двигателя):

$$\delta L_T = \delta T_T + K_3 \delta \pi_T + \delta \eta_T, \quad (8)$$

$$\delta L_K = K_n \delta n + K_L \delta \pi_K - \delta \eta_K, \quad (9)$$

где K – соответствующие базовые коэффициенты. С учетом (8) и (9) уравнение (6) примет следующий вид^a:

$$(\delta n)' = S(\delta T_T - K_3 \delta \pi_T - K_n \delta n - K_L \delta \pi_K). \quad (10)$$

В рассматриваемом нестационарном процессе пренебрегаем также изменением массы газа в объеме проточной части двигателя ($\delta G_B = \delta G_T = \text{const}$). Характеристики компрессора принимаются неизменными.

Уравнения неразрывности после несложных преобразований можно представить так:

$$(1 - K_{10}) \delta \pi_K - K_m \delta n = 0,5 \delta T_T, \quad (11)$$

$$(1 - 0,5 K_3 K_4 + K_6) \delta \pi_T = K_6 \delta \pi_K. \quad (12)$$

Поскольку нарушение баланса мощности вызвано изменением расхода топлива, используем уравнение, связывающее δG_T с изменением других параметров. При этом, как уже указывалось выше, пренебрегаем изменением полноты сгорания η_T , запаздыванием выделения тепла при резком увеличении расхода топлива, а также аккумулярованием тепла деталями проточной части. Согласно уравнению сохранения энергии в камере сгорания запишем

$$\delta G_T = \delta G_B + K_5 \delta T_T - (K_5 - 1) \delta T_K. \quad (13)$$

В качестве уравнений, замыкающих систему, используем выражения для расхода воздуха и температуры на выходе из компрессора

$$\delta G_B = K_m \delta n + K_{10} \delta \pi_K, \quad (14)$$

$$T_K = K_2 K_n \delta n + K_2 K_L \delta \pi_K. \quad (15)$$

^a Для переходного процесса принято, что $\delta \eta_T = \delta \eta_K = 0$.

Система уравнений (11)–(15) позволяет определить все основные параметры двигателя через δn и δG_T .

Так, например, можно показать, что

$$\delta \pi_K = K_X \delta G_T + K_Y \delta n, \quad (16)$$

$$\delta T_\Gamma = K_a \delta G_T - K_b \delta n, \quad (17)$$

$$\delta \pi_T = K_6 K_Z (K_X \delta G_T + K_Y \delta n), \quad (18)$$

где

$$K_X = \frac{1}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}},$$

$$K_Y = \frac{(K_5 - 1)K_2K_n + K_m(2K_5 - 1)}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}} = K_X [(K_5 - 1)K_2K_n + K_m(2K_5 - 1)],$$

$$K_a = \frac{1}{K_5} + \frac{(K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}}{2(1 - K_{10})K_5 - (K_5 - 1)K_2K_L + K_{10}} = 2K_X(1 - K_{10}),$$

$$K_b = \frac{1}{K_5} [((1 - K_5)K_2K_n + K_{10})K_Y - (K_5 - 1)K_2K_n + K_m] = 2(K_m - K_X(1 - K_{10})),$$

$$K_Z = \frac{1}{1 - 0.5K_3K_4 + K_6}.$$

Введем выражение, устанавливающее связь между указанными параметрами (например, с помощью регулятора подачи топлива) в виде линейной функции

$$(\delta n)' + a\delta n = b\delta G_T, \quad (19)$$

где a и b – постоянные коэффициенты:

$$a = M[K_b - K_Y(K_3K_6K_Z - K_L) + K_n];$$

$$b = M[K_a + K_X(K_3K_6K_Z - K_L)].$$

Общее решение линейного дифференциального уравнения (19) имеет вид

$$\delta n = e^{-at} \left[\int b\delta G_T e^{at} dt + const \right]. \quad (20)$$

Если приращение подачи топлива δG_T (по сравнению с расходом топлива на исходном режиме) производится мгновенно и остается постоянным во время всего переходного процесса, то из (20) следует, что

$$\delta n = \frac{b}{a} \delta G_T + const \cdot e^{-at}. \quad (21)$$

Константа интегрирования определяется из начальных условий. При $t = 0$ имеем $\delta n = 0$. Соответственно,

$$const = -\frac{b}{a} \delta G_T$$

и

$$\delta n = \frac{b}{a} (1 - e^{-at}) \delta G_T. \quad (22)$$

Формула (19) определяет закон изменения частоты вращения по времени переходного процесса, вызванного изменением расхода топлива на величину δG_T . Задаваясь различными значениями времени t , можно определить соответствующее значение δn , а затем, подставив его в полученные выражения (11)–(15), найти величину искомых параметров в любой момент переходного процесса. Из (22) следует, что при $t \rightarrow \infty$

$$\delta n = \frac{b}{a} \delta G_T. \quad (23)$$

Это значение частоты вращения n характеризует новое конечное состояние двигателя, которое установится в результате изменения расхода топлива.

В том случае когда начальное возмущение не является мгновенным, а меняется в течение переходного режима в зависимости от изменения какого-либо термодинамиче-

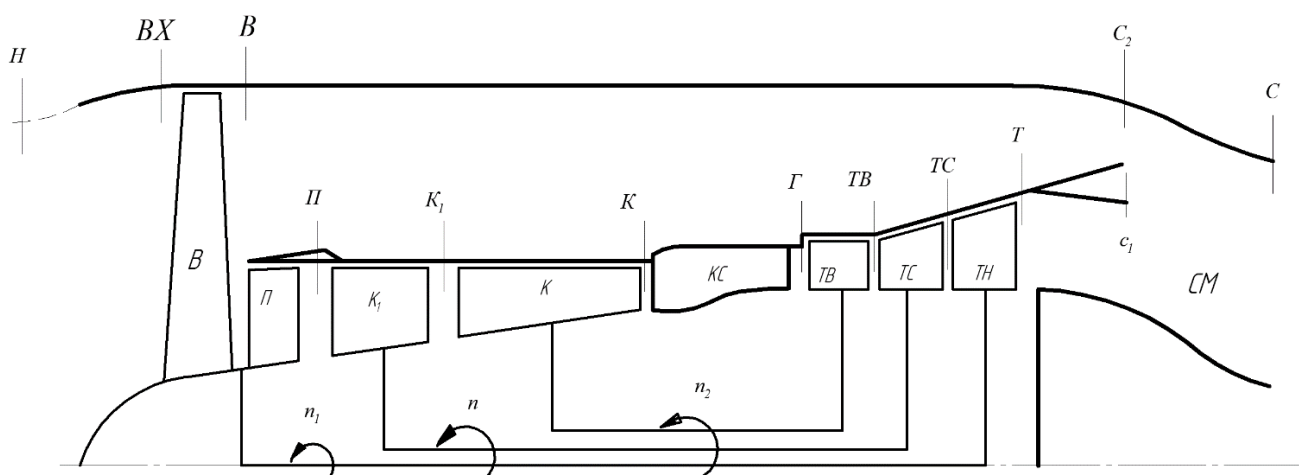


Рис. 1. Принципиальная схема трехвального ГТД
Fig. 1. Schematic diagram of a three-shaft gas turbine engine

ского параметра или времени, коэффициент b в уравнении (19) будет переменной величиной и решение примет более сложный вид.

Аналогично могут быть получены решения, если нарушение баланса мощности на валу вызвано другими факторами, например быстрым изменением площади реактивного сопла δF_C или режима горения в форсажной камере.

Для определения характера изменения параметров в двухвальном ГТД в течение переходного процесса, вызванного нарушением баланса мощности на валу каждого из компрессоров, следует воспользоваться системой уравнений, записанной для двухвального ГТД, и общими принципами расчета нестационарных режимов, изложенных выше.

После ряда преобразований, аналогичных проведенным при составлении математической модели одновального двигателя, вместо (10) получим систему двух обыкновенных линейных неоднородных дифференциальных уравнений первого порядка вида

$$\begin{cases} (\delta n_1)' + P_1 \delta n_1 + Q_1 \delta n_2 = N_1 \delta G_T; \\ (\delta n_2)' + P_2 \delta n_1 + Q_2 \delta n_2 = N_2 \delta G_T, \end{cases} \quad (24)$$

где P, Q, N – численные коэффициенты.

Подробно пример построения и расчета линейной математической модели переходного процесса для двухвального газотурбинного двигателя типа ПС-90А рассмотрен в [19].

В результате интегрирования системы (24) определяются зависимости частоты вращения турбокомпрессоров от времени и изменения подачи топлива:

$$\delta n_1 = f_1(t, \delta G_T); \quad \delta n_2 = f_2(t, \delta G_T).$$

Используя линеаризованные уравнения процессов двухвального ГТД, полученные для переходного режима его работы, по величинам δn_1 и δn_2 можно, как и ранее для одновального, определить законы изменения всех остальных необходимых характеристик.

Следует отметить, что по смыслу изложенного решения в конечных результатах сохраняются основные свойства линейных уравнений, а именно – пропорциональное изменение приращений всех параметров в любой момент переходного процесса в зависимости от величины возмущения (например, от δG_T). Совместное влияние нескольких возмущений определяется суммированием частных приращений параметров.

Моделирование переходных процессов двигателя обобщенной схемы

Будем рассматривать такой переходный процесс, который вызван небольшим изменением параметров по сравнению с их значением на некотором исходном режиме. Для обес-

печения универсальности подхода к построению математической модели рассмотрим обобщенную схему авиационного газотурбинного двигателя. Математическая модель (ММ) составлена для трехвального ТРДД со смешением потоков в общем реактивном сопле (рис. 1), поскольку большинство двигателей, находящихся в эксплуатации в гражданской авиации, являются ее частными вариантами и могут быть получены путем исключения из нее некоторых элементов.

Построение такой ММ возможно на основе универсальной линейной ММ ГТД, приведенной в [20]. Для этого в нее следует внести коррективы, связанные с динамическим характером рассматриваемых процессов.

Прежде всего, как было показано ранее, необходимо учесть нарушение баланса мощности на валах турбокомпрессоров низкого, среднего и высокого давления введением в правую часть соответствующих уравнений баланса мощностей слагаемых вида $S_1(dn_1)'$, $S(dn)'$, и $S_2(dn_2)'$.

Здесь

$$(\delta n_1)' = \frac{d(\delta n_1)}{dt}, \quad (25)$$

$$(\delta n)' = \frac{d(\delta n)}{dt}, \quad (26)$$

$$(\delta n_2)' = \frac{d(\delta n_2)}{dt} \quad (27)$$

есть ускорения вращательного движения ротора низкого, среднего и высокого давления соответственно, а константы

$$S_1 = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{B0} L_{B0}}{I_1 n_{10}^2}, \quad (28)$$

$$S = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{K10} L_{K10}}{I n_0^2}, \quad (29)$$

$$S_2 = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{G_{K0} L_{K0}}{I_2 n_{20}^2} \quad (30)$$

характеризуют соотношение между мощностью и кинетической энергией вращения соответствующего ротора.

В выражения для S_1 , S и S_2 входят моменты инерции I_1 , I и I_2 турбокомпрессоров низкого, среднего и высокого давления.

Пренебрежем также изменением массы рабочего тела, полноты сгорания, запаздыванием выделения тепла и его аккумулярованием деталями двигателя (полагаем, что двигатель прогрет). В остальном система уравнений, разработанная для установившегося режима, остается неизменной.

Некоторые сведения об исходной системе уравнений приведены в [15, 20, 21].

Данная система уравнений устанавливает связь между параметрами, характеризующими состояние двигателя (факторами), признаками состояния (откликами) и режимными параметрами.

ММ содержит 53 линейных уравнения и 91 переменную. В качестве независимых переменных ММ принимаем все площади проходных сечений (F_{TB} , F_{TC} , F_{TH} , F_{C1} , F_{C2} , F_C), коэффициенты герметичности (q_1 , q_2 , q_{ox} , q_ϕ), КПД основных узлов (η_B , η_P , η_{K1} , η_K , η_G , η_{TB} , η_{TC} , η_{TH} , η_M , η_{M1} , η_{M2}), а также коэффициенты сохранения полного давления (σ_{BX} , σ_{KC} , σ_{TB} , σ_{TC} , σ_{TH} , σ_{C1} , σ_{C2} , σ_2 , σ_{CM} , σ_C). Нижние индексы, как правило, соответствуют сечениям, приведенным на рис. 1.

Кроме того, независимыми являются режимные параметры – частоты вращения роторов n_1 , n , n_2 , расход топлива G_T (или время t), число M полета, а также параметры окружающей среды – P_H и T_H . Поскольку число независимых переменных составляет $m = 38$, то число неизвестных равно числу уравнений ($n = 53$), и, соответственно, приведенная выше система определена.

Следует отметить, что указанная универсальная линейная ММ содержит наиболее распространенный перечень термогазодинамических параметров и стандартные формулы приведения параметров к САУ. При необходимости введения дополнительных параметров, законов регулирования, формул приведения параметров и подобного для конкретного типа ГТД в линейную ММ могут быть включены дополнительные уравнения.

Основные операции по расчету и анализу диагностических параллельных матриц для установившихся режимов работы ГТД изложены в [20, 22, 23].

Результаты исследования

Расчетные исследования показывают, что методы расчета и анализа диагностических параллельных матриц для установившихся режимов также пригодны для расчета диагностических моделей переходных режимов работы ГТД. Вместе с тем, несмотря на внешнее сходство, ММ установившегося и переходного процессов, диагностирование с их помощью базируется на совершенно разных принципах. На установившемся режиме изменение технического состояния определяется по изменению величины группы контролируемых откликов, в то время как на переходном режиме эта операция основывается на сопоставлении изменения характера протекания переходного процесса.

Следует отметить, что данное обстоятельство позволяет совместно использовать обе модели, которые в этом случае дополняют друг друга, существенно расширяя возможности диагностирования.

Так, например, после определения $\delta\eta_B$, $\delta\eta_K$, $\delta\eta_{TB}$, $\delta\eta_{TH}$, $\delta\eta_G$ и δq на установившемся режиме, можно принять их значения как первое приближение, подставив затем в ММ переходного процесса. Это дает возможность с ее помощью рассчитать изменение группы других факторов, например $\delta\sigma_{КС}$, δF_{TB} и δF_{TH} . Первый фактор наряду с $\delta\eta_G$ характеризует состояние камеры сгорания, эффективность ее работы, фиксирует появление прогара, в то время как увеличение δF_{TB} или δF_{TH} может свидетельствовать о прогаре одного из сопловых аппаратов турбины. Подставляя полученные значения $\delta\sigma_{КС}$, δF_{TB} и δF_{TH} в диагностическую модель установившегося процесса, можно определить $\delta\eta_B$, $\delta\eta_K$, $\delta\eta_{TB}$, $\delta\eta_{TH}$, $\delta\eta_G$ и δq во втором приближении. Итерации следует повторять до тех пор, пока разница в результатах i -го и $(i + 1)$ -го приближений не будет удовлетворять заданным требованиям точности расчетов [13].

Если не расширять номенклатуру диагностируемых параметров, можно увеличить точность их определения за счет увеличения количества независимых расчетных формул.

Для выполнения сравнительного анализа изменяющихся контролируемых параметров переходного процесса можно использовать их среднеинтегральные значения за выбранный контрольный промежуток времени. Из полученной математической модели нетрудно получить соответствующие расчетные формулы.

Более качественную обработку результатов расчета диагностических матриц для переходных режимов работы можно сделать с учетом предположения о равных вероятностях возникновения повреждений газоздушного тракта ГТД. Соответственно, при построении адекватных многосистемных диагностических моделей появляется необходимость учета вероятностей возникновения различных неисправностей газоздушного тракта и их возможных сочетаний применительно к конкретному типу ГТД.

Для учета эксплуатационных особенностей ГТД при оценке его технического состояния применяется метод построения многосистемных диагностических моделей ГТД, использующий элементы централизованных иерархических структур [20]. Суть метода заключается в локализации дефектов ГТД за счет последовательной оптимизации набора факторов, используемых в линейных диагностических моделях. Процесс отбора факторов (оптимизация) сводится к построению нескольких уровней линейных диагностических моделей, на каждом из которых выполняются следующие процедуры:

- 1) расчет линейной диагностической модели i -го уровня;
- 2) анализ достоверности результатов расчета отклонений факторов по модели i -го уровня, анализ значимости полученных отклонений для каждого фактора;
- 3) проверка достижения граничных условий (в случае положительного результата – окончание процесса оптимизации);
- 4) модификация текущего набора факторов путем:
 - исключения из модели факторов с нулевыми (незначимыми) отклонениями;

- определения ведущих факторов (факторов, имеющих максимальные отклонения) и введения в модель дополнительных факторов, характеризующих тот же узел, что и ведущие факторы;
- построения нового набора факторов, альтернативного расчетному в i -й модели;

5) построение линейной диагностической модели ($i + 1$)-го уровня.

Значимость j -го фактора текущей модели определяется как его абсолютным значением (абсолютная значимость), так и относительно полученных отклонений других факторов (относительная значимость). При анализе полученных отклонений в большинстве случаев приоритетной следует считать относительную значимость фактора.

Обсуждение результатов

Выполненные исследования дают теоретическую основу для разработки и обоснования практических методов и алгоритмов диагностирования технического состояния элементов газогенератора ГТД по значениям термодинамических параметров (откликов), регистрируемым непосредственно в процессе эксплуатации ГТД. Применение таких методов позволит увеличить валидность оценки технического состояния (если методы применять совместно с другими методами диагностики состояния проточной части), а также повысить оперативность получения оценки состояния авиационных ГТД в эксплуатационных условиях.

Заключение

Современные алгоритмы оценки технического состояния авиационных ГТД и раннего выявления неисправностей используют различные методы и модели зависимостей между измеряемыми параметрами ГТД и состояниями, классифицируемыми алгоритмами. Для того чтобы добиться надежной классификации состояния ГТД аналитическими моделями по результатам измеренных термога-

зодинамических параметров, необходимо провести первичную обработку временных рядов. После типовых обработок значения рядов приводятся к условиям стандартной атмосферы (САУ) и детерминированным режимам работы двигателя.

Детерминированные модели диагностирования авиационных ГТД могут выражаться через систему уравнений состояния двигателя, решение которой позволяет отнести исследуемое техническое состояние ГТД к одному или нескольким классификационным элементам в дереве состояний. Линейные (линеаризованные) диагностические уравнения представляют собой конечное множество выражений, построенных для приращения расхода воздуха, температуры газа перед турбиной, удельного расхода и других термогазодинамических параметров. В правой части этих уравнений содержатся отклонения параметров, которые определяют путем сравнения текущих значений с эталонными значениями.

Число диагностических уравнений определяется классами возможных состояний ГТД, а также номенклатурой, частотой и погрешностью измеряемых параметров. В последнее время для диагностики ГТД предлагается использовать комплексные параметры, которые в аналитической форме связывают между собой несколько параметров и тем самым наиболее полно характеризуют рабочие процессы, происходящие в двигателе.

Следует отметить, что указанная в статье универсальная линейная ММ содержит наиболее распространенный перечень термогазодинамических параметров и стандартные формулы приведения параметров к САУ. При необходимости введения дополнительных параметров, законов регулирования, формул приведения параметров и подобного для конкретного типа авиационного ГТД, в линейную ММ могут быть включены дополнительные уравнения.

В результате проведенных исследований предложен метод построения математической и диагностической моделей авиационного двигателя с использованием характеристик переходного процесса, а также показана возможность применения методов, используемых для построения линейных математиче-

ской и диагностической моделей для установившегося режима работы. В результате модель делает возможным извлечение и интерпретацию диагностической информации из рядов данных, полученных в процессе набора и сброса нагрузки, а также расширение объема полученной информации о техническом состоянии авиационного ГТД.

Список литературы

1. **Zaidan M.A.** Gas turbine engines prognostics using bayesian hierarchical models: A variational approach / M.A. Zaidan, A.R. Mills, R.F. Harrison, P.J. Fleming // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2016. Vol. 70–71. Pp. 120–140. DOI: 10.1016/j.ymsp.2015.09.014
2. **Zaidan M.A.** Prognostics of gas turbine engine: An integrated approach / M.A. Zaidan, R. Relan, A.R. Mills, R.F. Harrison // *Expert Systems with Applications*. 2015. Vol. 42, iss. 22. Pp. 8472–8483. DOI: 10.1016/j.eswa.2015.07.003
3. **Marins M.A.** Improved similarity-based modeling for the classification of rotating-machine failures / M.A. Marins, F.M.L. Ribeiro, S.L. Netto, E.A.B. Da Silva // *Journal of the Franklin Institute*. 2018. Vol. 355, iss. 4. Pp. 1913–1930. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2017.07.038
4. **Vaezipour A., Mosavi A., Seigerroth U.** Machine learning integrated optimization for decision-making [Электронный ресурс] // 26th European Conference on Operational Research. Rome, 2013. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/Machine-learning-integrated-optimization-for-making-Vaezipour-Mosavi/c1ad5937eecf961a3be64d18889d5ffeb888de50> (дата обращения: 27.12.2022).
5. **Sina Tayarani-Bathaie S., Khorasani K.** Fault detection and isolation of gas turbine engines using a bank of neural networks // *Journal of Process Control*. 2015. Vol. 36. Pp. 22–41. DOI: 10.1016/j.jprocont.2015.08.007
6. **Amozegar M., Khorasani K.** An ensemble of dynamic neural network identifiers for fault detection and isolation of gas turbine engines // *Neural Networks*. 2016. Vol. 76. Pp. 106–121. DOI: 10.1016/j.neunet.2016.01.003
7. **Жернаков С.В.** Применение технологии нейронных сетей для диагностики технического состояния авиационных двигателей // *Интеллектуальные системы в производстве*. 2006. № 2 (8). С. 70–83.
8. **Lu F.** Dual reduced kernel extreme learning machine for aero-engine fault diagnosis / F. Lu, J. Jiang, J. Huang, X. Qiu // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 71. Pp. 742–750. DOI: 10.1016/j.ast.2017.10.024
9. **Машошин О.Ф.** Оценка диагностической ценности информации при решении задач в области эксплуатации авиационной техники // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2015. № 219 (9). С. 53–56.
10. **Котляр И.В., Гительман А.И., Ермольчик В.Н. и др.** Переходные процессы в газотурбинных установках / Под ред. И.В. Котляра. Л.: Машиностроение, 1973. 256 с.
11. **Казанджан П.К.** Теория реактивных двигателей / П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев, А.Н. Говоров, Н.Е. Коновалов, Ю.Н. Нечаев, В.Ф. Павленко, Р.М. Федоров. М.: Воениздат, 1955. 296 с.
12. **Иванова Е.В., Цымблер М.Л.** Обзор современных систем обработки временных рядов // *Вестник ЮУрГУ. Серия: Вычислительная математика и информатика*. 2020. Т. 9, № 4. С. 79–97. DOI: 10.14529/cmse200406
13. **Черкез А.Я.** Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1975. 380 с.
14. **Ахмедзянов Д.А.** Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД // *Вестник УГАТУ*. 2006. Т. 7, № 1. С. 36–46.
15. **Дмитриев С.А.** Диагностирование проточной части ГТД на установившихся и переходных режимах его работы: автореф. дисс. ... докт. тех. наук. Киев: КИИГА, 1996. 28 с.
16. **Tsoutsanis E., Meskin N.** Derivative-driven window-based regression method for gas turbine performance prognostics // *Energy*. 2017. Vol. 128. Pp. 302–311. DOI: 10.1016/j.energy.2017.04.006
17. **Urban L.A.** Parameter selection for multiple fault diagnostics of gas turbine engines // *Journal of Engineering for Gas Turbines*

and Power. 1975. Vol. 97, no. 2. Pp. 225–230. DOI: 10.1115/1.3445969

18. Хармац И.Г. К вопросу о диагностировании технического состояния авиационных ГТД с использованием линейных математических моделей // Научный Вестник МГТУ ГА. 2004. № 75. С. 87–92.

19. Математическое моделирование нестационарных процессов в силовых установках с газотурбинным двигателем и в других аэродинамических устройствах: сборник статей / Под ред. В.Т. Гриня и др. М.: ЦИАМ, 1982. 128 с.

20. Михненко Л.В., Хармац И.Г. Параметрическое диагностирование ВРД в процессе эксплуатации с использованием математического моделирования: монография. М.: ИД Академии Жуковского, 2017. 112 с.

21. Runacres T., Hong G. Improving gas turbine engine condition assessment using a thermodynamic model // 2nd Pacific International Conference Aerospace Science and Technology: 6th Australian Aeronautic Conference. Melbourne, 20–23 March 1995. Pp. 41–46.

22. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. М.: Машиностроение, 1983. 206 с.

23. Машошин О.Ф. Прогнозирование вибросостояния авиадвигателей с позиций классификационных задач // Научный Вестник МГТУ ГА. 2005. № 85. С. 39–45.

References

1. Zaidan, M.A., Mills, A.R., Harrison, R.F., Fleming, P.J. (2016). Gas turbine engines prognostics using bayesian hierarchical models: A variational approach. *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 70–71, pp. 120–140. DOI: 10.1016/j.ymssp.2015.09.014

2. Zaidan, M.A., Relan, R., Mills, A.R., Harrison, R.F. (2015). Prognostics of gas turbine engine: An integrated approach. *Expert Systems with Applications*, vol. 42, issue 22, pp. 8472–8483. DOI: 10.1016/j.eswa.2015.07.003

3. Marins, M.A., Ribeiro, F.M.L., Netto, S.L., Da Silva, E.A.B. (2018). Improved similarity-based modeling for the classification of rotating-machine failures. *Journal of the Franklin*

Institute, vol. 355, issue 4, pp. 1913–1930. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2017.07.038

4. Vaezipour, A., Mosavi, A., Seigerroth, U. (2013). Machine learning integrated optimization for decision-making. In: *26th European Conference on Operational Research*, Rome. Available at: <https://www.semanticscholar.org/paper/Machine-learning-integrated-optimization-for-making-Vaezipour-Mosavi/c1ad5937eecf961a3be64d18889d5ffeb888de50> (accessed: 27.12.2022).

5. Sina Tayarani-Bathaie, S., Khorasani, K. (2015). Fault detection and isolation of gas turbine engines using a bank of neural networks. *Journal of Process Control*, vol. 36, pp. 22–41. DOI: 10.1016/j.jprocont.2015.08.007

6. Amozegar, M., Khorasani, K. (2016). An ensemble of dynamic neural network identifiers for fault detection and isolation of gas turbine engines. *Neural Networks*, vol. 76, pp. 106–121. DOI: 10.1016/j.neunet.2016.01.003

7. Zhernakov, S.V. (2006). Application of neural network technology for the diagnostics of the technical condition of aircraft engines. *Intellectualnyye sistemy v proizvodstve*, no. 2 (8), pp. 70–83. (in Russian)

8. Lu, F., Jiang, J., Huang, J., Qiu, X. (2017). Dual reduced kernel extreme learning machine for aero-engine fault diagnosis. *Aerospace Science and Technology*, vol. 71, pp. 742–750. DOI: 10.1016/j.ast.2017.10.024

9. Mashoshin, O.F. (2015). Evaluation of diagnostic information in solving the task of aircraft operation. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 219 (9), pp. 53–56. (in Russian)

10. Kotlyar, I.V., Gitelman, A.I. Yermolchik, V.N. et al. (1973). Transient processes in gas turbine power plants, in Kotlyar I.V. (Ed.). Leningrad: Mashinostroyeniye, 256 p. (in Russian)

11. Kazandzhan, P.K., Alekseyev, L.P., Govorov, A.N., Kononov, N.Ye., Nechaev, Yu.N., Pavlenko, V.F., Fedorov, R.M. (1955). Theory of jet engines. Moscow: Voenizdat, 296 p. (in Russian)

12. Ivanova, E.V., Tsymbler, M.L. (2020). Overview of modern time series management systems. *Bulletin of the South Ural State University. Series: Computational Mathematics and*

Software Engineering, vol. 9, no. 4, pp. 79–97. DOI: 10.14529/cmse200406 (in Russian)

13. **Cherkez, A.Ya.** (1975). Engineering calculations of gas turbine engines using the small deviation method. 3rd ed., pererab. i dop. Moscow: Mashinostroyeniye, 380 p. (in Russian)

14. **Akhmedzyanov, D.A.** (2006). Non-stable regimes of aviation GTE. *Vestnik Ufimskogo Gosudarstvennogo Aviatsionnogo Tekhnicheskogo Universiteta*, vol. 7, no. 1, pp. 36–46. (in Russian)

15. **Dmitriyev, S.A.** (1996). Diagnosing the flow part of a gas turbine engine in steady and transient modes of its operation: Abstract of Technical Sc. Dissertation. Kyiv: KIIGA, 28 p. (in Russian)

16. **Tsoutsanis, E., Meskin, N.** (2017). Derivative-driven window-based regression method for gas turbine performance prognostics. *Energy*, vol. 128, pp. 302–311. DOI: 10.1016/j.energy.2017.04.006

17. **Urban, L.A.** (1975). Parameter selection for multiple fault diagnostics of gas turbine engines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 97, no. 2, pp. 225–230. DOI: 10.1115/1.3445969

18. **Kharmats, I.G.** (2004). On the issue of technical condition diagnosing of aircraft gas turbine engines using linear mathematical mod-

els. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 75, pp. 87–92. (in Russian)

19. **Grin, V.T. et al. (Eds.)**. (1982). Mathematical modeling of non-stationary processes in power plants with a gas turbine engine and other aerodynamic devices: proceedings. Moscow: TsIAM, 128 p. (in Russian)

20. **Mikhnenkov, L.V., Kharmats, I.G.** (2017). Parametric diagnosis of jet engines during operation using mathematical modeling: Monography. Moscow: Izdatelskiy Dom Akademii Zhukovskogo, 112 p. (in Russian)

21. **Runacres, T., Hong, G.** (1995). Improving gas turbine engine condition assessment using a thermodynamic model. In: *2nd Pacific International Conference Aerospace Science and Technology: 6th Australian Aeronautic Conference*, Melbourne, 20–23 March, pp. 41–46.

22. **Akhmedzyanov, A.M., Dubravskiy, N.G., Tunakov, A.P.** (1983). Diagnosis of the jet engines conditions by thermos gas dynamic parameters. Moscow: Mashinostroyeniye, 206 p. (in Russian)

23. **Mashoshin, O.F.** (2005). Prediction of the vibration state of aircraft engines from the standpoint of classification problems. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 85, pp. 39–45. (in Russian)

Сведения об авторах

Машошин Олег Федорович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов МГТУ ГА, o.mashoshin@mstuca.aero.

Хармац Илья Григорьевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, kharmats@mail.ru.

Information about the authors

Oleg F. Mashoshin, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Head of the Aircraft Engines Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, o.mashoshin@mstuca.aero.

Ilya G. Kharmats, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Technical Mechanics and Engineering Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, kharmats@mail.ru.

Поступила в редакцию

12.02.2023

Received

12.02.2023

Одобрена после рецензирования

23.04.2023

Approved after reviewing

23.04.2023

Принята в печать

21.09.2023

Accepted for publication

21.09.2023