

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЕГО ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ

Эзрохи Ю.А.*, Каджардузов П.А.**

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

**e-mail: yaezrokhi@ciam.ru*

***e-mail: pavelk@ciam.ru*

Статья поступила в редакцию 18.09.2019

Представлены общие подходы к математическому моделированию рабочего процесса в авиационном газотурбинном двигателе (ГТД), работающем в условиях обледенения элементов его проточной части. Рассмотрена поузловая математическая модель двигателя, в которой параметры, определяющие режим работы каждого узла, представляют собой совокупность независимых переменных. Значения этих переменных вычисляются в результате решения системы нелинейных уравнений, определяющих условия совместной работы узлов в системе двигателя и законы его регулирования. На примере анализа результатов испытаний ТРДД компании Honeywell ALF502R, проведенных в условиях обледенения ледяными кристаллами в Лаборатории реактивных двигателей Исследовательского центра NASA, продемонстрированы возможности разработанной математической модели. Показано хорошее совпадение расчетных и экспериментальных результатов, что свидетельствует о принципиально обоснованных подходах к моделированию рабочего процесса в авиационном газотурбинном двигателе в условиях обледенения.

Ключевые слова: математическое моделирование, газотурбинный двигатель, обледенение, характеристика двигателя.

Введение

Актуальность проблемы обледенения и соответствующей защиты элементов конструкции летательных аппаратов связана с тем, что данное явление часто встречается при эксплуатации авиационной техники в обычных атмосферных условиях при полете на низких и средних высотах при наличии в атмосфере воды в жидкой фазе (в виде переохлажденных капель) и/или небольших ледяных кристаллов при температуре воздуха ниже 0°C [1–5]. Особенно важно обеспечение противообледенительной защиты элементов проточной части авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) [3, 6, 7].

В предыдущей публикации авторов [8] рассматривались вопросы, связанные с исследованием рабочего процесса в двухконтурном газотурбинном двигателе (ТРДД) при обледенении элементов конструкции его проточной части. В основном анализе подвергались экспериментальные данные, полученные в ходе испытаний ТРДД достаточно большой степени двухконтурности [9–11]. В связи с

недостаточностью экспериментальных данных, связанной с ограниченностью количества измеряемых при испытаниях параметров, применялась (без подробного описания) поузловая математическая модель двигателя (ММД). Особенность применяемой ММД состояла в том, что она позволила на инженерном уровне, без моделирования сложных теплофизических и газодинамических процессов, связанных с движением, таянием и испарением поступающих в тракт двигателя с атмосферным воздухом ледяных частиц, а также процессов формирования ледяных отложений (как, например, в [12–15]), достаточно точно оценить возможное ухудшение параметров и характеристик двигателя в условиях его обледенения.

В данной работе более подробно рассматриваются методические подходы к математическому моделированию рабочего процесса в подвергнутом обледенению двигателе.

Основные положения математического моделирования

В качестве базовой рассмотрена математическая модель авиационного ГТД, по общепринятой классификации относящаяся к первому уровню математического моделирования [16, 17].

Основные узлы двигателя: каскады сжатия (вентилятор, группа подпорных ступеней, компрессоры), камеры сгорания (основная и для ТРДФ или ТРДДФ — форсажная), каскады турбины, реактивное сопло и газодинамические элементы (переходные, разделительные и соединительные каналы, смесительная камера — для ТРДД со смешением потоков), а также воздушная система и системы автоматического управления двигателем — представляют собой отдельные блоки («черные ящики»), в которых выходные параметры задаются в функции входных в табличном и аппроксимированном виде.

Так, например, каждый каскад компрессора описывается зависимостями степени повышения давления π_k^* и коэффициента полезного действия (КПД) η_k^* от приведенного значения частоты вращения $n_{пр}$, расхода воздуха $G_{пр}$ и угла установки входного регулируемого направляющего аппарата $\varphi_{НА}$ в виде:

$$\pi_k^* = \pi_k^*(n_{пр}, G_{пр}, \varphi_{НА});$$

$$\eta_k^* = \eta_k^*(n_{пр}, G_{пр}, \varphi_{НА}).$$

Аналогичным образом описываются и каскады турбины, в которых закладывается зависимость приведенного расхода газа через критическое сечение соплового аппарата $G_{пр г}$ и КПД η_t^* от значения степени понижения полного давления π_t^* и приведенного значения окружной скорости λ_u :

$$G_{пр г} = G_{пр г}(\pi_t^*, \lambda_u);$$

$$\eta_t^* = \eta_t^*(\pi_t^*, \lambda_u).$$

Камеры сгорания (основная и форсажная) обычно описываются в виде зависимости полноты сгорания топлива η_r или η_f в функции коэффициента избытка воздуха α и (иногда) давления

рабочего тела p^* , а также коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{окс}$ или $\sigma_{фкс}$ в функции приведенной скорости на входе и степени подогрева (то есть отношения температуры на выходе из камеры сгорания и температуры на входе в нее):

$$\theta = T_{кс}^* / T_{вх}^* .$$

Реактивное сопло описывается в виде зависимости коэффициента потерь скорости φ_c или выходного импульса J_c от перепада полного давления на сопле и его геометрических параметров.

Все газодинамические каналы описываются в виде зависимости коэффициента восстановления полного давления в этом канале от значения приведенной скорости на входе в него: $\sigma = \sigma_0(\lambda_{вх})$.

Описание воздушной системы состоит из набора значений относительного расхода воздуха или газа, отбираемого из проточного тракта или поступающего в проточный тракт двигателя для каждого места отбора или подачи, при этом термодинамические параметры (давление, температура, энтальпия) отбираемого воздуха строго соответствуют месту отбора.

Что касается системы автоматического управления, моделирование которой само по себе представляет достаточно сложную задачу [18], то она задается упрощенно в виде определенных условий подачи топлива в камеры сгорания и регулирования положения регулируемых направляющих аппаратов компрессоров и створок реактивного сопла на всех режимах работы двигателя.

Все параметры, определяющие режим работы каждого узла, представляют собой совокупность независимых переменных. Значения этих переменных вычисляются в результате решения системы нелинейных уравнений, определяющих условия совместной работы узлов в системе двигателя (неразрывности рабочего тела с учетом его отборов и утечек, баланса мощности компрессора и турбины для каждого вала двигателя и другие) и законы его регулирования (условия подачи топлива в основную и форсажную камеры сгорания, а также условия, определяющие положения створок регулируемого сопла и регулируемых направляющих аппаратов компрессоров).

В общем случае для многовального ГТД уравнения баланса расходов воздуха через каскады компрессора имеют вид:

$$G_{kj+1} - G_{kj} - \Delta G_{отб j} = 0,$$

где G_{kj} — расход воздуха на входе в j -й каскад компрессора;

$\Delta G_{отб j}$ — расход воздуха, отбираемого от j -го каскада компрессора.

Уравнения баланса расходов газа через каскады турбины имеют вид:

$$G_{ca j-1} - G_{ca j} - \Delta G_{охл j} = 0,$$

где $G_{ca j}$ — расход газа через сопловой аппарат j -го каскада турбины;

$\Delta G_{охл j}$ — расход воздуха, подаваемого для охлаждения j -го каскада турбины.

Уравнения баланса мощности для каждого вала двигателя записываются для установившегося режима в виде:

$$G_{ca j} L_{Tj} \eta_{мех j} - G_{kj} L_{kj} - \Delta N_{отб j} = 0,$$

а для переходного (неустановившегося) режима:

$$G_{ca j} L_{Tj} \eta_{мех j} - G_{kj} L_{kj} - \Delta N_{отб j} - \Delta N_{дин j} = 0,$$

где L_{Tj} , L_{kj} — удельная работа j -го каскада турбины и компрессора соответственно;

$\eta_{мех j}$ — механический КПД j -го вала;

$\Delta N_{отб j}$ — отбираемая от j -го вала мощность;

$\Delta N_{дин j}$ — динамическая составляющая мощности,

$$\Delta N_{дин j} = 4\pi^2 J_j n_j (dn/d\tau)_j;$$

J_j — полярный момент инерции j -го вала;

n_j — частота вращения j -го вала;

$(dn/d\tau)_j$ — ускорение j -го вала.

Условия подачи топлива в основную камеру сгорания в зависимости от принятого на двигателе закона регулирования записываются в виде:

— для регулирования по частоте вращения одного из валов

$$n_j - n_j(T_H^*, \alpha_{руД}) = 0;$$

— для регулирования по температуре газа, например, за турбиной низкого давления (ТНД)

$$T_T^* - T_T^*(T_H^*, \alpha_{руД}) = 0,$$

где n_j — частота вращения регулируемого вала;

T_H^* — температура торможения набегающего потока;

$\alpha_{руД}$ — угол установки ручки управления двигателем, определяющий режим его работы;

T_T^* — температура газа за турбиной.

Условия подачи топлива в форсажную камеру сгорания (при ее наличии):

$$G_{тф} - G_{тф}(T_H^*, \alpha_{руД}, p_k^*) = 0$$

или

$$\alpha_\Sigma - \alpha_\Sigma(T_H^*, \alpha_{руД}) = 0,$$

где $G_{тф}$ — расход топлива, подаваемого в форсажную камеру сгорания;

p_k^* — давление воздуха за компрессором;

α_Σ — коэффициент избытка воздуха в форсажной камере сгорания.

Положение регулируемых направляющих аппаратов j -го каскада компрессора задается в виде:

$$\alpha_{НАj} - \alpha_{НАj}(n_{прj}) = 0,$$

где $\alpha_{НАj}$ — угол установки направляющего аппарата j -го каскада компрессора;

$n_{прj}$ — приведенное значение частоты вращения j -го каскада компрессора.

Положение створок сопла задается либо в виде непосредственного условия изменения площади его критического сечения:

$$F_{кр} - F_{кр здн} = 0,$$

либо опосредованно, например, через суммарное значение степени понижения давления в турбине

$\pi_{т\Sigma}^*$:

$$\pi_{т\Sigma}^* - \pi_{т\Sigma}^*(T_H^*, \alpha_{руД}) = 0$$

или через степень повышения давления в двигателе

$\pi_{дв}^*$:

$$\pi_{дв}^* - \pi_{дв}^*(T_H^*, \alpha_{руД}) = 0.$$

Условная схема математической модели двигателя представлена на рис. 1.

Практически расчет параметров двигателя проводится следующим образом. На первом этапе (в блоке расчетного режима) осуществляется «завязка» двигателя, на которой дополнительно к интегральным параметрам двигателя и параметрам его

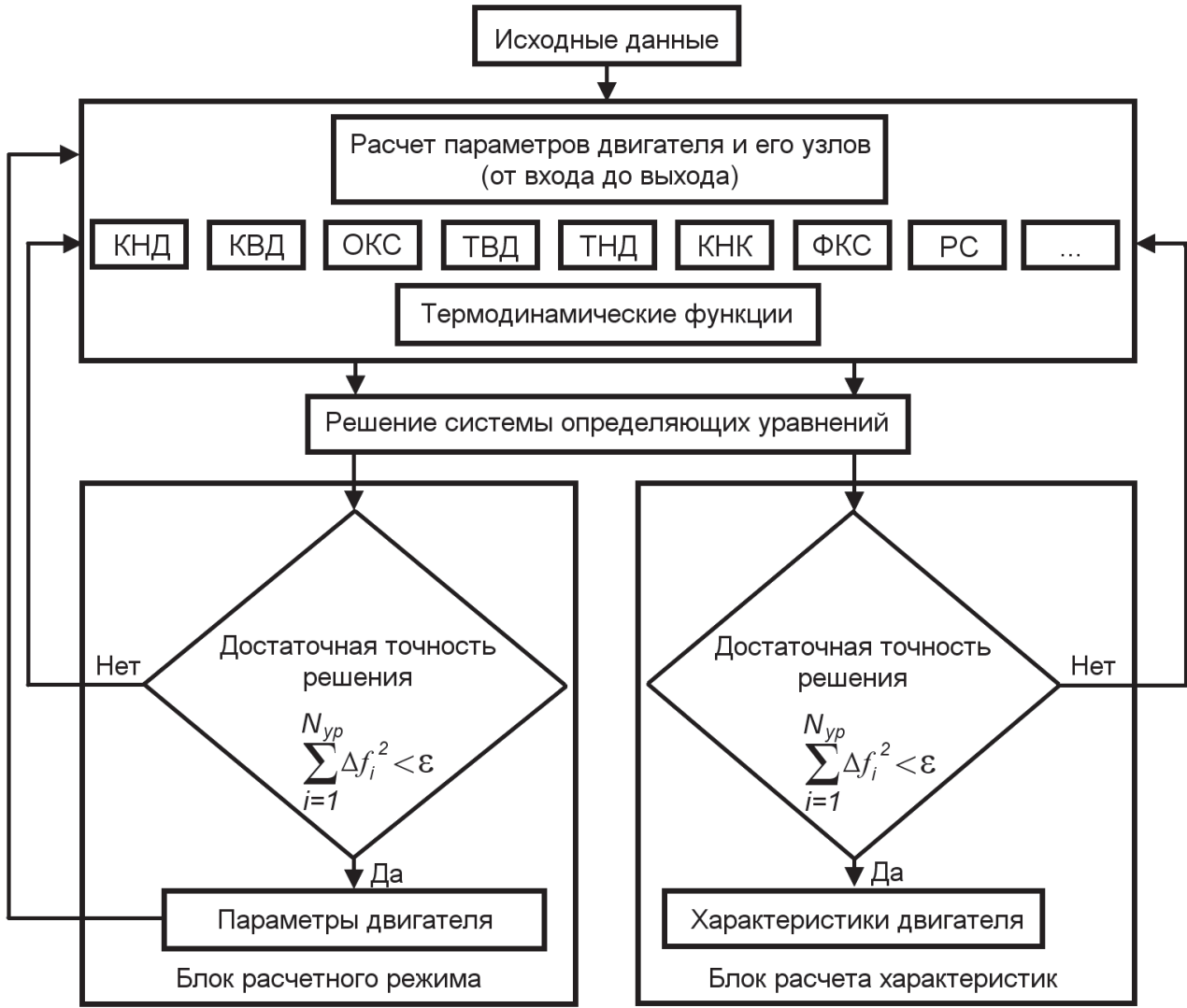


Рис. 1. Условная схема узлов математической модели двигателя [16]

составных узлов определяются и основные геометрические размеры проточного тракта. В этом случае система независимых переменных расширяется за счет значений площади характерных сечений (на входе в каждый каскад компрессора, на входе и на выходе из канала наружного контура для ТРДД, критического сечения сопловых аппаратов каждого каскада турбины и т.д.). В качестве дополнительных к уравнениям баланса расходов рабочего тела и мощности для каждого вала используются условия обеспечения требований к основным параметрам двигателя на режиме «завязки» (по тяге, мощности или суммарному расходу воздуха, степени двухконтурности для ТРДД, суммарной степени повышения давления в компрессорах, температуре газа перед турбиной и др.).

На втором этапе (в блоке расчета характеристик) по заданным параметрам воздушного потока на входе, определяемым условиями полета, и законам регулирования оцениваются характери-

ки двигателя на всех основных режимах его работы.

Как на первом, так и на втором этапах при каждой итерации происходит расчет двигателя последовательно от узла к узлу («от входа до выхода»), после чего вычисляются значения невязок Δf_i (т. е. не равных нулю правых частей) уравнений.

Соответствующая система определяющих нелинейных уравнений решается численно методом Ньютона—Рафсона, при этом условием окончания итерационного процесса поиска решения является

$$\sum_{i=1}^{N_{ур}} (\Delta f_i)^2 < \epsilon,$$

где $N_{ур}$ — количество уравнений;
 Δf_i — невязка i -го уравнения;
 ϵ — заданная точность решения уравнений.

Учет обледенения элементов проточной части двигателя

Исследование рабочего процесса в проточном тракте двигателя, работающего в условиях обледенения, в основном проводится путем его испытаний на стенде, имитирующем как полетные, так и атмосферные условия с наличием в воздухе переохлажденных капель воды и/или ледяных кристаллов [9–11].

Однако, в связи с ограниченностью объема таких испытаний и степени препарирования двигателя, результатов, полученных в ходе эксперимента бывает недостаточно для глубокого анализа влияния этого эксплуатационного фактора на рабочий процесс в двигателе. В частности, возникающее при обледенении двигателя ледяными кристаллами значительное снижение запасов газодинамической устойчивости его системы сжатия, в первую очередь каскада низкого давления газогенератора (т.н. «подпорных ступеней»), отследить которое в процессе испытаний крайне затруднительно, может представлять серьезную опасность для работоспособности всего двигателя. Именно поэтому только применение методов математического моделирования может позволить решить очень важную для практики задачу — исследование влияния обледенения элементов двигателя на его рабочий процесс и характеристики.

В соответствии с уровнем используемой поузловой ММД, в которой каждый каскад компрессора рассматривается как единое целое без «деления» на ступени или лопаточные венцы, для моделирования влияния обледенения элементов проточной части двигателя на рабочий процесс принимаются следующие допущения. Считается, что образование льда в проточной части того или иного каскада компрессора снижает его пропускную способность за счет уменьшения условной кольцевой площади входного сечения, а также повышает уровень потерь полного давления в тракте сжатия вследствие неизбежно возникающего при обледенении ухудшения обтекания элементов компрессора. Количественные значения этих воздействий определяются исходя из геометрических размеров проточной части двигателя, скорости нарастания льда, а также результатов известных обобщений по влиянию шероховатости поверхности проточного тракта на потери в нем полного давления.

Таким образом, для описания влияния обледенения элементов проточной части авиационного ГТД в рассмотренную выше исходную ММД для каждого каскада компрессора, подвергнутого от-

ложению льда, вносятся дополнительные условия, определяющие изменение его пропускной способности и дополнительных потерь полного давления на протяжении всего времени воздействия этого эксплуатационного фактора.

Что касается скорости нарастания льда (т. е. производной толщины ледяных отложений $h_{\text{льда}}$ по времени $dh_{\text{льда}}/d\tau$), то этот показатель может быть задан либо как результат обработки непосредственно экспериментально полученных данных в рассматриваемых условиях полета на соответствующем режиме работы двигателя, либо как варьируемый параметр, позволяющий оценить его влияние на основные параметры двигателя (тягу, частоты вращения валов, расход топлива и других), либо путем решения сложной пространственной теплофизической задачи моделирования процесса отложения льда на той или иной поверхности проточной части двигателя.

Однако, следует иметь в виду, что в процессе отложения льда на элементах конструкции многоступенчатого компрессора происходит уменьшение проходного сечения не только на входе, но и в последующих его ступенях. В этом случае применение поузловой ММД, в которой как параметр используется только площадь на входе в компрессорный каскад, может привести к погрешностям, в первую очередь, в определении КПД и запаса газодинамической устойчивости. Это связано с тем, что реальный рабочий процесс в проточной части компрессора в условиях обледенения будет неизбежно сопровождаться рассогласованием работы отдельных ступеней, учесть которое в поузловой ММД невозможно.

В связи с этим в ряде случаев достаточно актуальным для анализа рабочего процесса в проточной части авиационного ГТД в условиях обледенения элементов его проточной части может стать (по аналогии с [15, 19]) использование ММД второго уровня с повенцовым описанием лопаточных машин, в первую очередь каскадов компрессора [16, 20].

В этом случае обледенение элементов каскада компрессора может быть учтено как совокупность двух эффектов:

- уменьшения проходного сечения межлопаточного канала, определяющего расход протекающего через него воздуха,
- дополнительных потерь полного давления при обтекании профилей в зависимости от размеров и формы ледяных отложений на их поверхностях.

Однако следует иметь в виду, что применение повенцовых ММД второго уровня требует задания

значительно большего количества исходных данных, приводит к большим временным затратам и может вызвать определенные трудности с организацией устойчивого вычислительного процесса. В связи с этим для каждого конкретного случая необходимо осуществлять рациональный выбор уровня применяемой ММД исходя из имеющегося объема исходной информации и требуемой точности расчетной оценки.

Пример применения математической модели

Описанные выше подходы к математическому моделированию рабочего процесса в авиационном ГТД были апробированы при анализе результатов испытаний ТРДД компании Honeywell ALF502R, проведенных в условиях обледенения ледяными кристаллами в Лаборатории реактивных двигателей Исследовательского центра NASA [10, 11, 21]. Пример относительного изменения во времени измеряемых параметров на одном из режимов испытаний представлен на рис. 2 [21].

Следует отметить, что на большинстве режимов испытаний при достижении условно «критического» значения тяги (на 7% ниже исходной до начала обледенения) двигатель принудительно выключался с целью предотвращения возможного образования большого количества льда, который при отрыве с поверхности мог вызвать разрушения лопаток компрессоров высокого давления (КВД) и низкого давления (КНД); при этом время достижения такой величины падения тяги $t_{откл}$ специальным образом регистрировалось.

Для цели верификации ММД была разработана поузловая математическая модель исследуемо-

го двигателя, основанная на характеристиках его основных узлов и элементов (вентилятор, компрессоры низкого и высокого давления, камера сгорания, турбина, реактивное сопло), при этом показатели эффективности узлов, а также расходы воздуха на охлаждение турбины и величины утечек были приняты на уровне, соответствующем четвертому поколению ТРДД. Предполагалось, что на рассматриваемых в эксперименте режимах система автоматического управления двигателем поддерживала частоту вращения ротора высокого давления.

Для выявления наиболее значимых факторов, влияющих на изменение параметров подвергнутого обледенению ТРДД [11], рассмотрена зависимость времени $t_{откл}$, в течение которого тяга падает на 7% ниже исходной, от измеренной в процессе испытаний характерной скорости нарастания льда (рис. 3). Из анализа приведенной зависимости, близкой к обратно пропорциональной, видно, что в момент достижения двигателем 7%-ного падения тяги условная высота отложения льда на поверхности про-

точной части двигателя ($h_{льда} = \frac{dh_{льда}}{d\tau} t_{откл}$) практически не зависит от полетных условий, а также от размеров ледяных кристаллов, относительного массового их содержания в атмосферном воздухе и т.д. Это обстоятельство подтверждает выдвинутое ранее предположение, что основным фактором, влияющим на протекание параметров двигателя в процессе обледенения, является загромождение ледяными отложениями его проточной части.

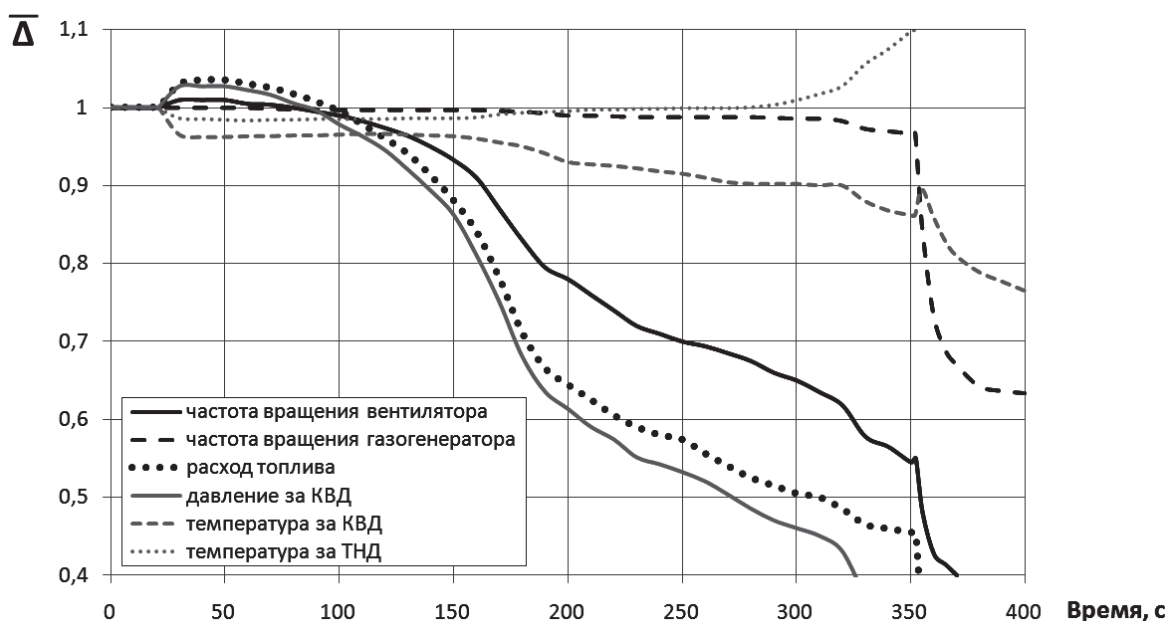


Рис. 2. Характерное изменение параметров двигателя при обледенении в условиях ледяных кристаллов

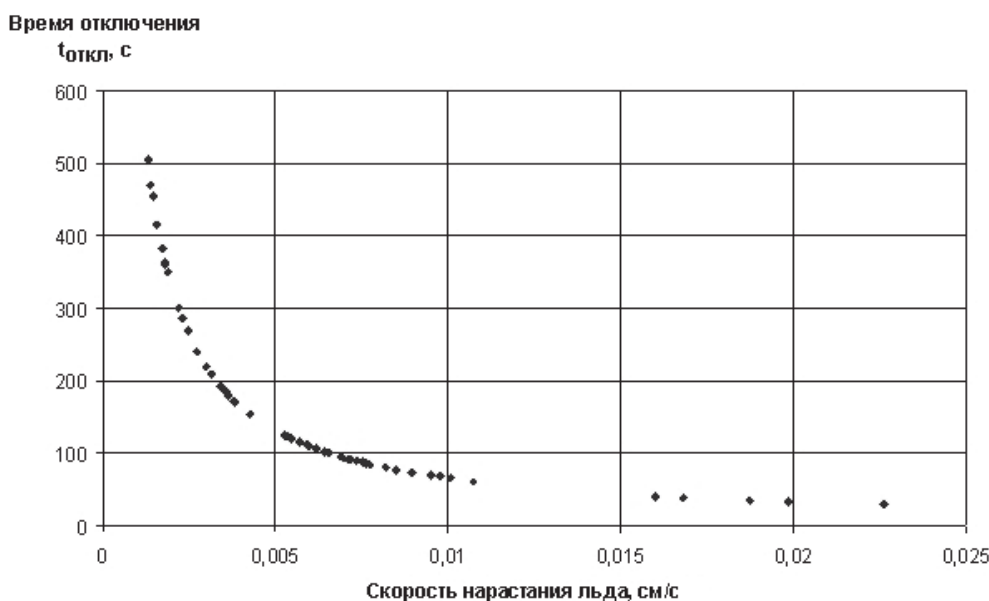


Рис. 3. Зависимость времени отключения двигателя от скорости нарастания льда

Проведенный анализ материалов фотофиксации [10, 11] позволил установить, что в качестве сечения, в котором в наибольшей степени происходит загромождение проточной части, следует рассматривать область выходных элементов компрессора низкого давления (подпорных ступеней). При этом темп уменьшения проходного сечения на входе в КНД определяется его диаметром $D_{\text{КНД}}$ и скоростью нарастания льда $\frac{dh_{\text{льда}}}{d\tau}$, а повышение уровня потерь полного давления — соотношении

ем скорости нарастания льда и характерного размера проточной части (например, высоты лопатки ступени КНД).

В таблице для ряда характерных режимов представлены результаты расчетных оценок по разработанной ММД времени достижения «критического» значения тяги двигателя (равной 93% от исходной) $t_{\text{откл}}$ в сравнении с его экспериментальным значением.

Анализ результатов показал, что для большинства рассмотренных режимов испытаний полученное по разработанной ММД время до отключения

Условия полета, скорость нарастания льда и время отключения двигателя

Номер режима [11]	Высота полета, м	Число М полета	Скорость нарастания льда, см/с	Время до отключения $t_{\text{откл}}$, c	
				Расчет	Эксперимент
160	8498	0,5115	0,01986	35	33
162	8549	0,5098	0,01873	37	35
122	8690	0,5615	0,01599	44,5	41
285	10397	0,558	0,00978	70	67
93	8829	0,5158	0,00951	69,5	69
484	8700	0,5601	0,007622	89	86
159	8509	0,5136	0,005286	121,5	124
256	7264	0,5512	0,003642	181,5	180
301	8468	0,5591	0,002731	242	240
330	9423	0,562	0,001806	363	363
166	8488	0,5089	0,001444	431	454
440	9716	0,5169	0,000066	-	-

подачи топлива $t_{откл}$ практически совпадает с экспериментально полученным значением, что косвенно отражает схожее протекание расчетного и экспериментального снижения тяги двигателя при обледенении проточной части компрессора. Наибольшее расхождение расчетного времени достижения 7%-ного падения тяги по сравнению с экспериментально полученным (~ 5%) соответствует режиму №166. Это может быть связано с тем обстоятельством, что за более продолжительное по сравнению с другими режимами время процесса (более 7 мин) могло несколько снизиться значение скорости нарастания льда на поверхности проточной части КНД. Что касается режима № 440, на котором при испытаниях «критическое» падение

тяги установлено не было, то расчетная оценка по ММД показала, что для снижения тяги на 7% в заданных условиях необходимое время составило бы более 2,5 ч.

Для сравнительного анализа протекания некоторых измеряемых в эксперименте параметров на одном из режимов испытаний [10] с помощью разработанной ММД были проведены оценки изменения по времени расхода топлива G_T , частоты вращения вентилятора n_B и полного давления за КВД p_K^* .

На рис. 4 показаны относительные изменения во времени отмеченных выше параметров, рассчитанные с помощью разработанной математической

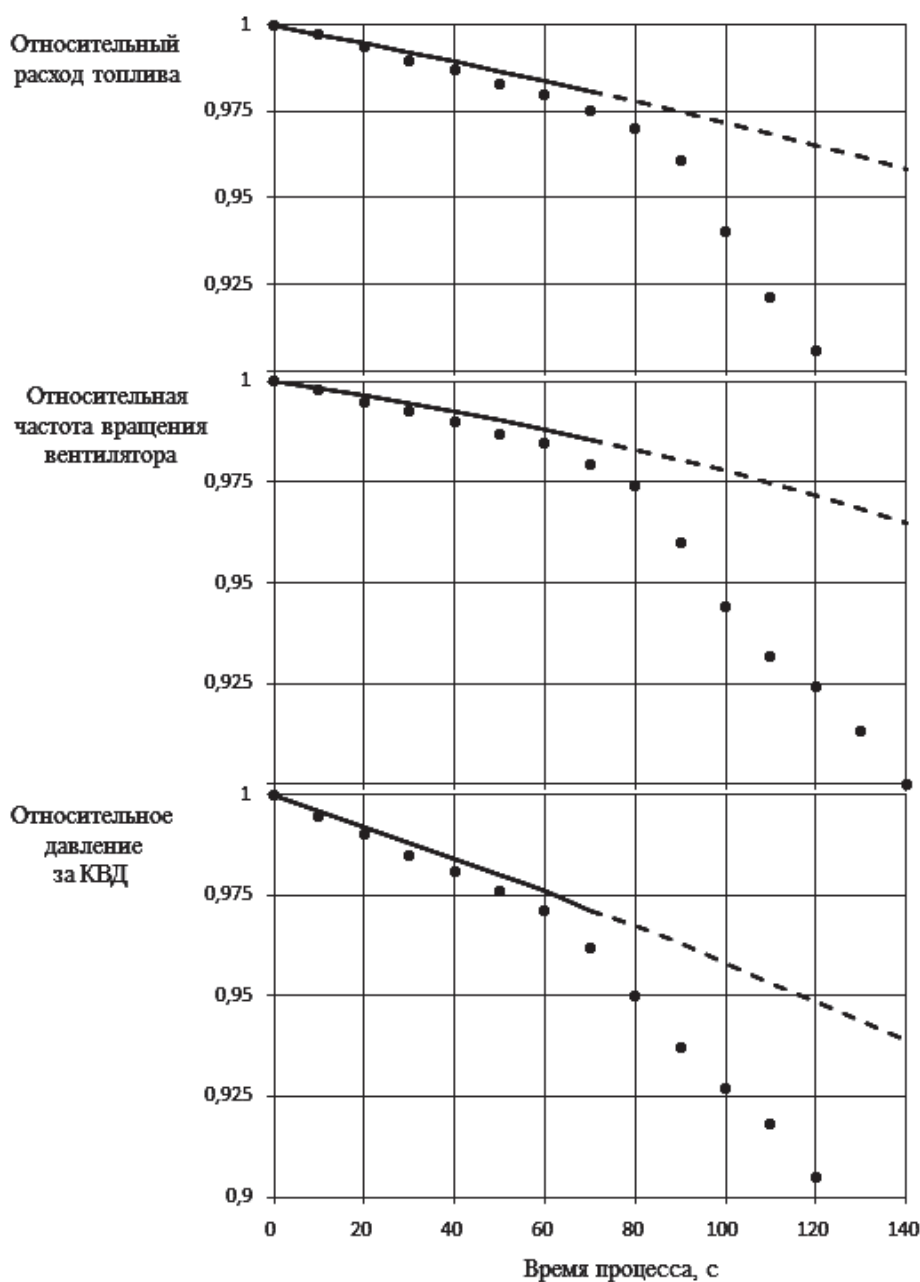


Рис. 4. Относительное изменение расхода топлива в камеру сгорания G_T , частоты вращения вентилятора n_B и давления за компрессором p_K^* в процессе обледенения

модели (сплошные линии), и результаты эксперимента (отдельные точки) для характерного режима № 93 [10].

Сравнительный анализ представленных на рис. 4 данных показывает, что расчетное протекание G_T , n_B и p_K^* хорошо согласуется с результатами испытаний в период времени до достижения «критического» падения тяги $t_{откл}$, которое для этого случая составляло около 70 с. Кроме показанных на рисунках параметров, также хорошо согласуются протекание температуры воздуха за компрессором T_K^* и протекание температуры газа за турбиной T_T^* , значения которых сохраняются примерно на постоянном уровне.

Однако, начиная с момента времени $t_{откл}$, наступает заметное «отставание» падения расчетных значений всех отмеченных параметров от экспериментальных данных. В наибольшей степени это касается давления за компрессором p_K^* и расхода топлива G_T . Стремительное падение этих параметров в реальном процессе обледенения может объясняться значительным увеличением скорости нарастания льда и связанных с ним потерь полного давления в переходном канале за КНД и в тракте КВД. Кроме того, как следует из результатов эксперимента (см. рис. 2), с некоторого момента времени система управления двигателем перестает поддерживать частоту вращения газогенератора, по-видимому, вследствие достижения ограничения по одному из температурных параметров. Это обстоятельство также способствует более быстрому снижению как расхода топлива G_T , так и давления за компрессором p_K^* . Такое нарастающее, «лавинообразное» падение основных параметров двигателя при испытаниях, вероятно, и послужило причиной принятия решения о принудительном выключении двигателя в момент достижения «критического» 7%-ного падения тяги двигателя. Следует иметь в виду, что представленное в [11] и заложенное в расчет значение скорости нарастания льда $\frac{dh_{льда}}{d\tau}$ было определено в эксперименте как среднее за период времени до достижения «критического» уровня падения тяги.

Выводы

Математическая модель рабочего процесса авиационного ГТД, разработанная с использованием предложенных подходов, позволяет на инже-

нерном уровне (без моделирования сложных теплофизических и газодинамических процессов, связанных с движением, изменением агрегатного состояния поступающих в тракт двигателя переохлажденных капель воды или ледяных частиц и формирования ледяных отложений на элементах конструкции) оценивать возможное ухудшение параметров и характеристик двигателя в условиях его обледенения.

Для более глубокого исследования возможностей и устранения погрешностей разработанной ММД необходимо в дальнейшем по мере получения экспериментального материала проводить ее верификацию с последующим уточнением. Однако для проведения этой работы необходимо иметь достаточно подробный экспериментальный материал, включающий не только измеренные значения основных параметров двигателя и его узлов, но и результаты фото- и видеофиксации места и скорости отложения льда на элементах проточной части испытуемого двигателя.

Библиографический список

1. Трунов О.К. Обледенение самолетов и средства борьбы с ним. — М.: Машиностроение, 1965. — 247 с.
2. Мещерякова Т.П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1977. — 239 с.
3. Шакина Н.П., Горлач И.А., Скриптунова Е.Н., Комасько Н.И. Обледенение двигателей самолета в кристаллических облаках: анализ случая // Метеорология и гидрология. 2014. № 2. С. 85-91.
4. Демидов А.И., Шишелова Т.И. Проблема обледенения летательных аппаратов и применяемые методы борьбы с ней // Международный журнал экспериментального образования. 2014. № 8-2. С. 88-89. URL: <http://www.expeducation.ru/ru/article/view?id=5897>
5. Шевяков В.И. К вопросу обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 148–152.
6. Антонов А.Н., Аксенов Н.К., Горячев А.В., Чиванов С.В. Основы расчета, конструирования и испытаний противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей. — М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2001. — 267 с.
7. Иванова А.Р. Обледенение двигателей самолетов в ледяных кристаллах: пути решения проблемы // Гидрометеорологические исследования и прогнозы. 2018. № 2(368). С. 95–109.
8. Каджардузов П.А., Эрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов // Авиационные двигатели. 2019. № 1(2). С. 75-81.
9. Jorgenson P.C., Veres J.P., Jones S.M. Modeling the Deterioration of Engine and Low Pressure Compressor

- Performance During a Rollback Event due to Ice Accretion // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. AIAA-2014-3842. DOI: 10.2514/6.2014-3842
10. *Goodwin R.V., Fuleki D.M.* Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to the Second, Heavily Instrumented, Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 test Facility // 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. AIAA-2016-3892. DOI: 10.2514/6.2016-3892
 11. *Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Jones S.M., Nili S.* Modeling of a Turbofan Engine with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. GT2017-63202. 8 p. DOI: 10.1115/GT2017-63202
 12. *Кашевараев А.В., Стасенко А.Л.* Моделирование нарастания льда на поверхности крылового профиля в потоке воздуха, содержащем частицы льда // Прикладная механика и техническая физика. 2018. Т. 59. № 4(350). С. 80-88. DOI: 10.15372/PMTF20180410
 13. *Приходько А.А., Алексеенко С.В.* Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование воздушно-капельного потока // Авиационно-космическая техника и технология. 2013. № 4(101). С. 59–67.
 14. *Norde E., van der Weide E.T.A., Hoesjmakers H.W.M.* Eulerian method for ice crystal icing // AIAA Journal. 2018. Vol. 56. No. 1, pp. 222–234. DOI: 10.2514/1.J056184
 15. *Беркович А.Л.* Исследование движения жидкой фазы в проточной части осевого компрессора // Известия высших учебных заведений. Энергетика. 1987. № 9. С. 23-32.
 16. *Эзрохи Ю.А.* Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21: Самолёты и вертолёты. Кн.3: Авиационные двигатели. — М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
 17. *Шляхтенко С.М., Сосунов В.А.* (ред.) Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. — 431 с.
 18. *Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Петухов А.А., Зуев С.А.* Применение программного обеспечения «Виртуальный двигатель» в системах охлаждения узлов газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 83-94.
 19. *Эзрохи Ю.А.* Моделирование и исследование влияния впрыска испаряющейся жидкости в проточную часть ГТД на его характеристики // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. Авиационное двигателестроение: научно-технический сборник. 1991. № 3. С.21-36.
 20. *Эзрохи Ю.А.* Математическое моделирование авиационных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. Авиационное двигателестроение: научно-технический сборник. 1995. №1. С. 28-51.
 21. *Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Jones S.M.* Modeling of Highly Instrumented Honeywell Turbofan Engine Tested with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory // 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. AIAA-2016-3895. DOI: 10.2514/6.2016-3895

WORKING PROCESS MATHEMATICAL MODELLING OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE IN CONDITION OF ELEMENTS ICING OF ITS AIR-GAS CHANNEL

Ezrokhi Yu.A.* , Kadzharduzov P.A.**

*Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia*

** e-mail: yaezrokhi@ciam.ru*

*** e-mail: pavelk@ciam.ru*

Abstract

The article presents general approaches to of aviation gas turbine engine operation modelling in icing conditions.

Component-level engine model is considered, in which the parameters, determining each component operation mode, represent a set of independent variables. These variables values are computed as the

result of solving a system of nonlinear equations that determine conditions for the engine system components concurrent operation and its control laws

Airflow continuity with account for its bleed and leaks, compressor and turbine power balance for the shaft of each engine are related to the concurrent work conditions, while fuel feeding conditions to the main combustion chamber and afterburner, as well as

conditions, determining position of the nozzle actuator inlet guide vanes are related to the control laws.

It is assumed, that the ice formation in air-gas channel of this or that compressor stage, which leads to its airflow capacity reduction due to reduction of its conditional cylinder area of the inlet cross-section. The losses level the of inlet total pressure increase in the compression duct in consequence of inevitably occurring deterioration of compressor elements flow-around due to icing. Quantitative values of these impacts are determined from the engine gas-flow channel sizes, rate of ice growth, as well as the results of well-known generalizations on the unevenness effect of gas-flow channel on the total pressure losses in it.

Ice accretion rate may be set as data of engine testing results in icing conditions, or as a variable allowing evaluating its effect on the main engine performance parameters (thrust, rotation frequency, fuel consumption etc.). The other way to identify the ice accretion rate is solving of complicated thermodynamic problem of ice accretion on this of that part of engine duct surfaces.

The possibilities of the developed mathematical model were demonstrated based on data of test results of the ALF502R turbofan engine tested in ice crystal conditions in NASA Glenn Research Center. Good calculated and tests results matching herewith was demonstrated, which indicates the principal and proved approaches of turbofan operation modeling under the influence of this external factor.

Keywords: mathematical modelling, gas turbine engine, icing, engine performance.

References

1. Trunov O.K. *Obledenenie samoletov i sredstva bor'by s nim* (Aircraft icing and means of its prevention), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 247 p.
2. Meshcheryakova T.P. *Proektirovanie sistem zashchity samoletov i vertoletov* (Design of aircraft and helicopters protection systems), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 239 p.
3. Shakina N.P., Gorlach I.A., Skriptunova E.N., Komarov N.I. *Meteorologiya i gidrologiya*, 2014, no. 2, pp. 85-91.
4. Demidov A.I., Shishelova T.I. *Mezhdunarodnyi zhurnal eksperimental'nogo obrazovaniya*, 2014, no. 8-2, pp. 88-89. URL: <http://www.expeducation.ru/ru/article/view?id=5897>
5. Shevyakov V.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2011, no. 172, pp. 148-152.
6. Antonov A.N., Aksenov N.K., Goryachev A.V., Chivanov S.V. *Osnovy rascheta, konstruirovaniya i ispytaniy protivobledenitel'nykh sistem aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Calculation, design and testing fundamentals of aircraft gas turbine engines anti-icing systems), Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2001, 267 p.
7. Ivanova A.R. *Gidrometeorologicheskie issledovaniya i prognozy*, 2018, no. 2(368), pp. 95-109.
8. Kadzharduzov P.A., Ezrokhi Yu.A. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 1(2), pp. 75-81.
9. Jorgenson P.C., Veres J.P., Jones S.M. Modeling the Deterioration of Engine and Low Pressure Compressor Performance During a Rollback Event due to Ice Accretion. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. AIAA-2014-3842. DOI: 10.2514/6.2014-3842
10. Goodwin R.V., Fuleki D.M. Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to the Second, Heavily Instrumented, Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 test Facility. *8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. AIAA-2016-3892. DOI: 10.2514/6.2016-3892
11. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Jones S.M., Nili S. Modeling of a Turbofan Engine with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. *ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. GT2017-63202. DOI: 10.1115/GT2017-63202
12. Kashevarov A.V., Stasenko A.L. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2018, vol. 59, no. 4(350), pp. 80-88. DOI: 10.15372/PMTF20180410
13. Prihod'ko A.A., Alekseenko S.V. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 4(101), pp. 59-67.
14. Norde E., van der Weide E.T.A., Hoeijmakers H.W.M. Eulerian method for ice crystal icing. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 1, pp. 222-234. DOI: 10.2514/1.J056184
15. Berkovich A.L. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Energetika*, 1987, no. 9, pp. 23-32.
16. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21 "Samolety i vertolety". Kn.3 "Aviatsionnye dvigateli"*. Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
17. Shlyakhtenko S.M., Sosunov V.A. (red.) *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Theory of bypass turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 431 p.
18. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Petukhov A.A., Zuev S.A. "Virtual engine" software usage for air bleed control in GTE units' cooling systems. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 83-94.
19. Ezrokhi Yu.A. *Voprosy aviatsionnoi nauki i tekhniki. Ser. Aviatsionnoe dvigatelestroenie: nauchno-tekhnicheskii sbornik*, 1991, no. 3, pp. 21-36.
20. Ezrokhi Yu.A. *Voprosy aviatsionnoi nauki i tekhniki. Ser. Aviatsionnoe dvigatelestroenie: nauchno-tekhnicheskii sbornik*, 1995, no. 1, pp. 28-51.
21. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Jones S.M. Modeling of Highly Instrumented Honeuwell Turbofan Engine Tested with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. *8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. AIAA-2016-3895. DOI: 10.2514/6.2016-3895