

Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов

Каджардузов П.А., Эзрохи Ю.А.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: yaezrokhi@ciam.ru

Создана математическая модель и разработана программа расчета изменения характеристик двухконтурного двигателя в условиях обледенения кристаллами льда. Модель позволяет оценить риски нарастания льда в проточной части двигателя, приводящего к снижению частоты вращения ротора и неуправляемой потере тяги. Для построения и верификации модели использованы результаты испытаний двигателя ALF502R (Honeywell) в Исследовательском центре NASA. Получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных результатов. Разработанная модель первого уровня может быть использована для предварительной оценки влияния больших ледяных кристаллов на тягово-экономические характеристики двухконтурных двигателей.

Ключевые слова: двухконтурный двигатель, обледенение, проточная часть, математическая модель, тягово-экономические характеристики.

Influence of ice accretion on turbofan performances in ice crystal conditions

Kadzharduzov P.A., Ezrokhi Yu.A.

CIAM, Moscow

The results of ALF502R Honeywell turbofan testing with ice crystal ingestion at simulated altitude operating conditions (NASA Glenn Research Center) have been used for developing the computational code with the capability to analyze the performance of turbine engine in ice crystal ingestion conditions. The full engine aerothermodynamic performance was modeled specifically for ALF502R engine. The developed code has been verified and showed good matching with test data. Created one-dimensional code indicates the risk of ice accretion which can lead to engine rollback or un-commanded loss of engine thrust and may be used for preliminary evaluation of ice crystal ingestion on turbofan engine performances.

Keywords: turbofan engine, icing, flowing part, mathematical model, engine performance.

Введение

Рост пассажирских перевозок и увеличение маршрутов во всех регионах мира связаны с эксплуатацией широкофюзеляжных самолетов с установленными на них современными двухконтурными двигателями (ТРДД) большой тяги.

За последние годы эксплуатации были отмечены многочисленные случаи потери тяги двухконтурными двигателями в полете вплоть до их полного выключения, что объяснялось внутренним обледенением двигателя. В этой связи безопасность эксплуатации широкофюзеляжных самолетов с ТРДД в условиях обледенения потребовала специального изучения этого явления [1, 2].

Современные нормативные требования предусматривают различные условия обледенения авиационной техники. Особую опасность представляют такие распространенные виды обледенения, как «классическое» обледенение в условиях жидких переохлажденных капель размерами до 20 мкм, обледенение в условиях ледяных кристаллов и в смеси фаз, представляющей одновременно ледяные кристаллы и крупные переохлажденные капли воды, а также обледенение в условиях крупных переохлажденных капель размерами до 2 мм. Случаи внутреннего обледенения ТРДД, как правило, происходят на больших высотах и связаны с воздействием больших ледяных кристаллов, приводящих к образованию льда внутри тракта компрессора.

В отличие от небольших ледяных кристаллов крупные кристаллы размером 0,05...2 мм, попадая с воздухом в проточную часть двигателя, не успевают полностью растаять во входном устройстве и вентиляторе и превращаются в водо-ледяную смесь. При попадании этой смеси в проточную часть компрессора на неподвижных элементах конструкции образуется лед, что приводит к уменьшению пропускной способности компрессора как объемной машины и вызывает дополнительные потери при обтекании его элементов. Физические основы процессов формирования ледяных отложений на различных деталях проточного тракта двигателя подробно описаны в работах [3 – 5], посвященных теоретическому и экспериментальному исследованию процессов обледенения элементов авиационного ГТД крупными кристаллами льда.

Следствием внутреннего обледенения двигателя является снижение частоты вращения ротора, уменьшение расхода воздуха и, соответственно, неконтролируемое снижение тяги. Также возможно ухудшение газодинамической устойчивости работы двигателя вплоть до появления помпажа. Образующийся в проточной части двигателя лед может периодически отрываться от поверхности, в результате чего возможны повреждения расположенных ниже по потоку лопаток рабочих колес, спрямляющих аппаратов и других элементов конструкции КВД. Перечисленные факторы обледенения большими ледяными кристаллами могут привести к срыву пламени в камере сгорания и выключению двигателя.

В связи с этим значительный интерес представляет оценка влияния обледенения в условиях ледяных кристаллов на изменение характеристик двухконтурного двигателя. Экспериментальные исследования в этом направлении были выполнены NASA в рамках «Программы авиационной безопасности» [6 – 8].

Объект исследования

В качестве объекта исследования был выбран двигатель ALF502R-5 (рис. 1), разработанный компанией Honeywell для пассажирского самолета BAe-146 различных модификаций.

ТРДД ALF502R – двухвальный двигатель с тягой на взлетном режиме $R = 3160$ кгс, диаметром входа 1060 мм, умеренным уровнем степени двухконтурности ($m = 5,2$), небольшой размерностью газогенератора (приведенный расход воздуха на выходе из КВД $\sim 1,5$ кг/с) и достаточно низким уровнем параметров рабочего процесса (суммарная степень повышения давления ~ 15 , температура газа перед турбиной ~ 1400 К). Эффективность его узлов соответствует уровню первой половины 1980-х годов [9].

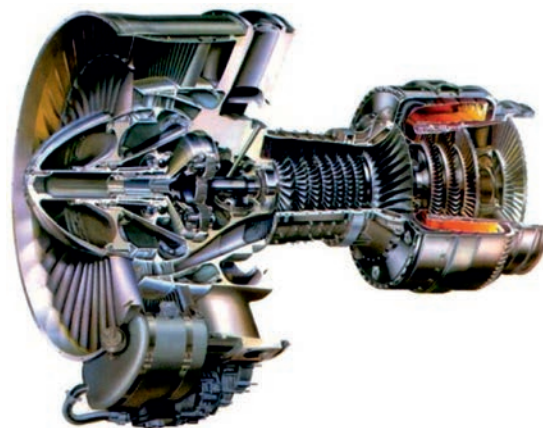


Рис. 1. Общий вид ТРДД ALF502R-5 компании Honeywell

Выбор ALF502R-5 в качестве объекта исследования обусловлен тем, что в процессе эксплуатации этих двигателей периодически наблюдалось уменьшение частоты вращения ротора и, соответственно, неконтролируемое падение тяги. Эти явления происходили в условиях полетов с высоким содержанием ледяных кристаллов и предположительно объяснялись внутренним обледенением двигателя, физические особенности процессов которого в то время были неизвестны.

Испытания тщательно препарированного ТРДД ALF502R-5 были проведены в Лаборатории реактивных двигателей Исследовательского центра NASA в высотных условиях [7, 8, 10].

Цель испытаний состояла в создании условий, при которых происходило внутреннее обледенение двигателя, путем варьирования исходных размеров и количества ледяных кристаллов в воздухе, поступающем на вход в двигатель, а затем в проточную часть вентилятора и подпорных ступеней. В процессе испытаний с помощью специально расположенных видеокамер было подтверждено образование льда в сечении на выходе из направляющих аппаратов каскада подпорных ступеней (КНД) [10 – 12]. На основании полученных данных с помощью специальных программ расчета были определены средние значения скорости роста загромождающего проточную часть льда [10].

Имитация атмосферных условий обледенения ледяными кристаллами осуществлялась с помощью изменения объемного показателя общего количества воды в потоке TWC или однозначно связанного с ним массового показателя IWAR (отношение массы льда или воды к массовому расходу поступающего на вход в двигатель воздуха) в различных высотных условиях.

Установлено, что обледенение и связанная с ним скорость роста загромождающего проточную часть льда в основном зависят от показателя IWAR, значения которого составили диапазон 0,002...0,007, при этом скорость роста ледяных отложений изменялась в диапазоне $\sim 0,01...0,023$ см/с [10].

В качестве основного индикатора, демонстрирующего ухудшение характеристик двигателя в результате его обледенения, рассматривалось падение частоты вращения вентилятора n_v . Кроме того, на ряде характерных режимов испытаний ежесекундно отслеживалось изменение других параметров двигателя: частоты вращения газогенератора n_k , расхода топлива G_T , температуры T_K^* и давления p_K^* воздуха за КВД, температуры T_T^* за турбиной.

Графики относительного изменения во времени измеряемых параметров на одном из режимов испытаний с большими ледяными кристаллами представлены на рис. 2. Видно, что в процессе образования льда в проточной части двигателя происходит снижение большинства его параметров. Исключение составляют лишь частота вращения газогенератора n_k , которая, по всей видимости, поддерживалась системой автоматического управления, и температура газа за турбиной T_T^* , «отслеживающая» температуру газа перед турбиной, необходимую для поддержания частоты вращения газогенератора n_k в условиях ухудшения рабочего процесса.

Определенную особенность представляет некоторое увеличение частоты вращения вентилятора n_v , расхода топлива G_T и давления p_K^* за КВД в момент начала подачи частиц льда на вход в двигатель. Это вероятно связано со снижением температуры воздуха на входе в двигатель вследствие таяния части ледяных частиц и последующего их испарения.

Значимое изменение параметров двигателя вследствие обледенения проточной части наступает с некоторой задержкой по отношению к моменту подачи льда, которая может быть связана с определенными физическими процессами, предшествующими началу образования ледяных отложений; величина этой задержки составляет около 30...35 с (см. рис. 2).

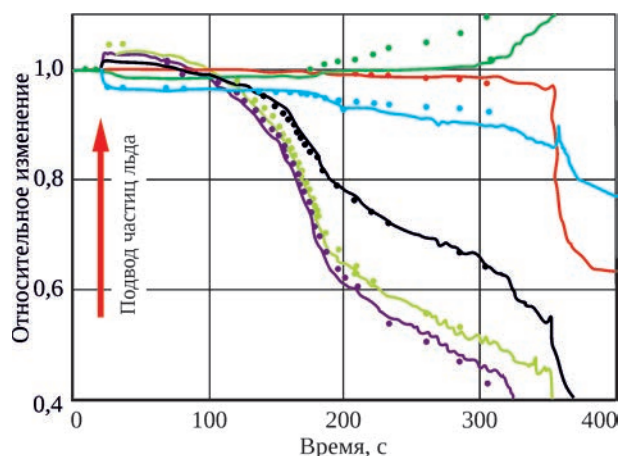


Рис. 2. Характерное изменение параметров при обледенении в условиях больших ледяных кристаллов [13]:

— n_v ; — n_k ; — G_T ;
— p_K^* ; — T_K^* ; — T_T^*

Следует отметить, что на рис. 2 представлен весь процесс вплоть до отключения подачи топлива в камеру сгорания системой автоматического управления из-за значительного снижения рабочего режима двигателя. Однако в большинстве испытаний при достижении условно критического значения тяги (93% исходной) двигатель принудительно выключался с целью предотвращения возможного образования большого количества льда, который при отрыве с поверхности мог вызвать разрушения лопаток КВД; при этом время достижения критического значения тяги $t_{откл}$ специальным образом регистрировалось.

Математическое моделирование рабочего процесса

Результаты испытаний ТРДД ALF502R использованы для разработки, отладки и последующей верификации математической модели, демонстрирующей ухудшение рабочего процесса в двигателе при обледенении его проточной части.

На базе общепринятых методических подходов [14] разработана поузловая математическая модель исследуемого двигателя (ММД), основанная на характеристиках основных узлов и элементов двигателя (вентилятор, компрессоры низкого и высокого давления, камера сгорания, турбина, реактивное сопло). Условия совместной работы элементов определяются уравнениями неразрывности рабочего тела вдоль проточного тракта с учетом возможных отборов, утечек и подводов охлаждающего воздуха, уравнениями баланса мощностей для каждого вала (на установившихся режимах) или уравнениями раскрутки роторов вследствие дисбаланса мощностей турбины и компрессора (на переходных режимах), а также законами управления двигателем, определяющими условия подачи топлива в камеру сгорания и регулирования реактивного сопла.

В соответствии с уровнем используемой ММД, в которой каждый каскад компрессора рассматривается как единое целое без деления на ступени или лопаточные венцы, принимаются следующие допущения для моделирования влияния обледенения элементов проточной части двигателя на рабочий процесс. Считается, что образование льда в проточной части того или иного каскада компрессора приводит к снижению его пропускной способности за счет уменьшения условной кольцевой площади входного сечения, а также к повышению уровня 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,



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

а также по результатам известных обобщений по влиянию шероховатости поверхности проточного тракта на потери в нем полного давления.

На первом этапе верификации ММД использованы данные работ [15, 16], содержащие для каждого режима испытаний: имитируемые условия на входе в двигатель (число M и высоту полета), скорость нарастания льда на поверхности проточной части и время отключения двигателя $t_{откл}$, соответствующее достижению критического значения тяги.

На рис. 3 представлена построенная по данным [15] зависимость времени отключения двигателя $t_{откл}$ от скорости нарастания льда, которая близка к обратно-пропорциональной. Из анализа этой зависимости однозначно следует, что в момент достижения 7%-го падения тяги двигателя условная высота отложения льда на поверхности его проточной части, равная произведению скорости нарастания льда на время $t_{откл}$, практически не зависит от полетных условий, а также размеров ледяных кристаллов и относительного массового их содержания в атмосферном воздухе. Это обстоятельство подтверждает выдвинутое ранее предположение, что основным фактором,

влияющим на изменение параметров двигателя в процессе обледенения, является загромождение ледяными отложениями его проточной части.

Расчетные оценки параметров и характеристик исследуемого двигателя проведены в предположении, что обледенение в соответствии с данными фотофиксации происходит на входе в КНД (каскад подпорных ступеней). Темп уменьшения проходного сечения КНД определяется его диаметром и скоростью нарастания льда, а повышение уровня потерь полного давления – отношением скорости нарастания льда и характерного размера проточной части (высоты лопатки ступени КНД). Результаты расчетных оценок времени достижения критического значения тяги двигателя $t_{откл}$ в сравнении с экспериментальными данными приведены в таблице для ряда характерных режимов.

Видно, что для большинства режимов испытаний рассчитанное по разработанной математической модели время до отключения $t_{откл}$ практически совпадает с экспериментально полученным значением, что косвенно отражает близкое протекание расчетного и экспериментального снижения тяги двигателя при обледенении проточной части компрессора.

Наибольшее расхождение (~ 5%) между расчетным и экспериментально замеренным временем $t_{откл}$ 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 снизиться значение скорости нарастания льда на поверхности проточной части КНД.

В отношении режима № 440, на котором при испытаниях критическое падение тяги установлено не было, расчетная оценка показала, что для снижения тяги на 7% в заданных условиях необходимо время более 2,5 ч.

На втором этапе верификации ММД проведено детальное сравнение расчетных и экспериментальных

Таблица. Условия полета, скорость нарастания льда и время отключения двигателя

Номер режима [15]	Высота полета, м	Число M полета	Скорость нарастания льда, см/с	Время отключения $t_{откл}$, с	
				Расчет	Эксперимент
160	8498	0,5115	0,019864	35,0	33
162	8549	0,5098	0,018729	37,0	35
122	8690	0,5615	0,015988	44,5	41
285	10397	0,5580	0,009784	70,0	67
93	8829	0,5158	0,009500	69,5	69
484	8700	0,5601	0,007622	89,0	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	242,0	240
330	9423	0,5620	0,001806	363,0	363
166	8488	0,5089	0,001444	431,0	454
440	9716	0,5169	0,000066	–	–

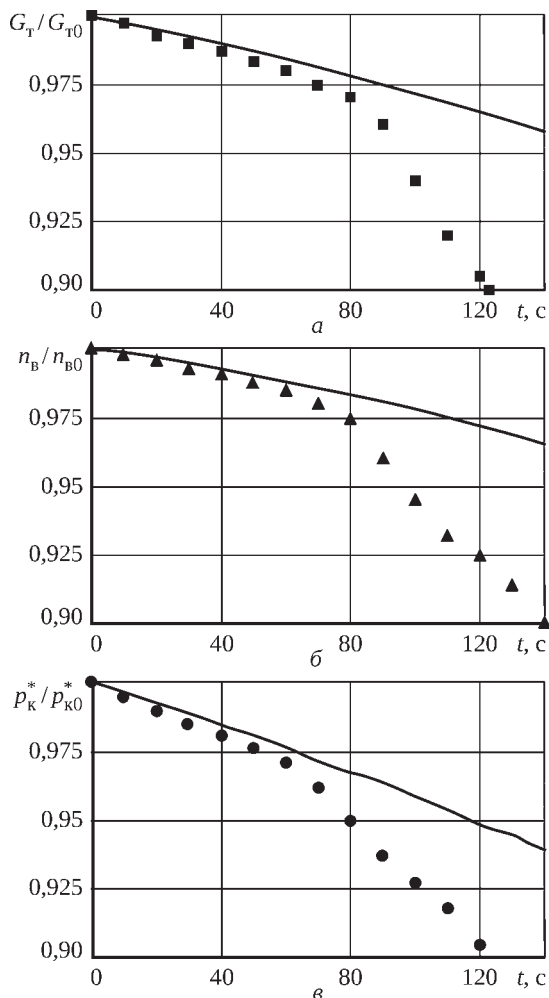


Рис. 4. Относительное изменение основных характеристик двигателя в процессе обледенения:
 а – расход топлива G_T ; б – частота вращения вентилятора n_B ; в – давление за КВД p_K^*

значений основных параметров на характерном режиме обледенения № 93, для которого известно изменение основных параметров по времени [15]. На рис. 4 показаны относительные изменения во времени значений расхода топлива в камере сгорания, частоты вращения вентилятора и давления воздуха за КВД, рассчитанные с помощью разработанной математической модели (сплошные линии), и результаты эксперимента (отдельные точки) для режима № 93 [15].

Сравнительный анализ представленных на рис. 4 данных показывает, что расчетное изменение G_T , n_B и p_K^* хорошо согласуется с результатами испытаний в период времени от запуска до достижения времени критического падения тяги $t_{откл} \approx 70$ с. Для температуры воздуха за компрессором T_K^* и температуры газа за турбиной T_T^* , значения которых сохраняются примерно на постоянном уровне, также получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных результатов.

Начиная с момента времени $t_{откл}$ наступает заметное отставание падения расчетных значений параметров от экспериментальных данных. В наибольшей степени это касается давления воздуха за компрессором p_K^* и расхода топлива G_T . Столь резкое снижение 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. Следует иметь в виду, что заложенное в расчет значение скорости нарастания льда было определено в эксперименте [15] как среднее за период времени до достижения критического падения тяги.

Кроме того, как следует из результатов эксперимента (см. рис. 2), начиная 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 падению как расхода топлива G_T , так и давления за компрессором p_K^* .

Такое нарастающее, лавинообразное падение основных параметров двигателя при испытаниях, по-видимому, и послужило причиной принятия решения о принудительном выключении двигателя в момент достижения критического 7%-го падения тяги.

Анализ влияния внешних условий на скорость нарастания льда в проточной части

Отдельный интерес представляет связь (по данным испытаний [15]) между относительным массовым содержанием ледяных кристаллов в набегающем потоке воздуха IWAR и скоростью нарастания льда на поверхности проточной части.

Из данных, представленных на рис. 5,а, видно, что между этими параметрами существует прямая связь, однако заметный разброс в диапазоне IWAR 0,002...0,0035 явно демонстрирует дополнительное влияние на скорость нарастания льда других факторов – размера кристаллов, работы противообледенительной системы двигателя и др.

Аналогичная картина наблюдается для зависимости времени достижения критического значения падения тяги $t_{откл}$ и параметра IWAR (рис. 5,б). Видно, что при изменении IWAR в диапазоне 0,002...0,004 происходит резкое (более чем в пять раз) сокращение времени достижения критического падения тяги.

В связи с отмеченным выше значительным разбросом данных (рис. 5) использование однозначной связи между этими параметрами для проведения расчетных оценок влияния на тягу двигателя наличия кристаллов

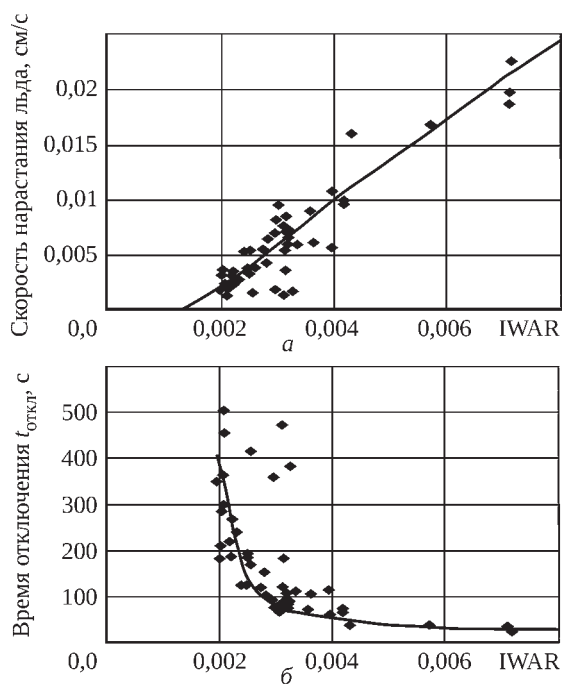


Рис. 5. Зависимости скорости нарастания льда (а) и времени достижения критического 7%-го падения тяги (б) от относительного содержания ледяных кристаллов в набегающем потоке воздуха IWAR

льда в атмосферном воздухе может привести к заметным погрешностям. Оценки коэффициента влияния скорости нарастания льда на темп падения тяги двигателя показали, что эта величина близка к единице, поэтому любая неточность в задании значения коэффициента IWAR может привести к соизмеримой ошибке в определении тяги двигателя.

Литература

1. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding Ice Crystal Accretion and Shedding Phenomenon in Jet Engines Using a Rig Test. GT2010-22550. 10 p.
2. Mason J.G., Grzych M. The Challenges Identifying Weather Associated with Jet Engine Ice Crystal Icing. SAE 2011-38-0094. 12 p.
3. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Wright W.B., Struk P. A Model to Assess the Risk of Ice Accretion due to Ice Crystal Ingestion in a Turbofan Engine and its Effects on Performance. AIAA 2012-3038.
4. Антонов А.Н., Аксенов Н.К., Горячев А.В., Чиванов С.В. Основы расчета, конструирования и испытаний противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей. М.: ЦИАМ, 2001. 268 с.
5. Каджардузов П.А. Фундаментальные исследования процессов обледенения ГТД ледяными кристаллами. М.: ЦИАМ, 2012. Обзор №531. 32 с.
6. Veres J.P., Jorgenson P.C.E. Modeling Commercial Turbofan Engine Icing Risk with Ice Crystal Ingestion. AIAA 2013-2679. 8 p.
7. Goodwin R.V., Dischinger D.G. Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to Inaugural Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 Test Facility. AIAA 2014-2895. 11 p.
8. Oliver M.J. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center. AIAA-2014-2898. 9 p.
9. Иностранные авиационные двигатели. М.: ЦИАМ, 1987. 316 с.
10. Veres J.P., Jones S.M., Jorgenson P.C.E. Performance Modeling of Honeywell Turbofan Engine Tested with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. SAE-2015-01-2133. 30 p.

Заключение

Разработанная математическая модель рабочего процесса в ТРДД в условиях его обледенения позволяет на инженерном уровне с достаточной степенью точности оценить возможное ухудшение параметров и характеристик двигателя при обледенении, не рассматривая моделирование 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.

Результаты расчетов могут служить основой для разработки соответствующих изменений системы автоматического управления двигателем, цель которых состоит в определении начала обледенения и предотвращении его возможных последствий в виде разрушений элементов конструкции, в первую очередь, лопаток компрессоров.

Следует отметить, что в связи с отсутствием опубликованных экспериментальных данных, касающихся влияния обледенения проточной части двигателя на его параметры и характеристики, проведенное исследование относится только к ТРДД ALF502R, результаты испытания которого были использованы для анализа. В дальнейшем по мере поступления экспериментальной информации по другим двигателям различных схем и назначений необходимо проводить уточнение разработанной математической модели, а также ее верификацию во всем диапазоне имеющихся экспериментальных данных.

-
11. Flegel A.B., Oliver M.J. Preliminary Results from a Heavily Instrumented Engine Ice Crystal Icing Test in a Ground Based Altitude Test Facility. AIAA-2016-3894. 29 p.
 12. Van Zante J.F., Bencic T.J., Ratvasky T.P. NASA Glenn Propulsion Systems Lab Ice Crystal Cloud Characterization Update 2015. AIAA-2016-3897. 17 p.
 13. 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. AIAA-2016-3895. 20 p.
 14. Эрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21: Самолеты и вертолеты. Кн. 3: Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341–353.
 15. Goodwin R.V., Fuleki D. Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to the Second, Heavily Instrumented, Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 test Facility. AIAA-2016-3892. 28 p.
 16. Veres J.P., Jones S.M., Jorgenson P.C.E. Modeling of Turbofan Engine with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. GT2017-63202. 10 p.

References

1. Mason J.G., Chow P., Fuleki D.M. Understanding Ice Crystal Accretion and Shedding Phenomenon in Jet Engines Using a Rig Test. GT2010-22550. 10 p.
2. Mason J.G., Grzych M. The Challenges Identifying Weather Associated with Jet Engine Ice Crystal Icing. SAE 2011-38-0094. 12 p.
3. Veres J.P., Jorgenson P.C.E., Wright W.B., Struk P. A Model to Assess the Risk of Ice Accretion due to Ice Crystal Ingestion in a Turbofan Engine and its Effects on Performance. AIAA 2012-3038.
4. Antonov A.N., Aksenov N.K., Goriachev A.V., Chivanov S.V. Osnovy rascheta, konstruirovaniia i ispytaniia protivobledenitel'nykh sistem aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei [Calculation, design and test basis of deicer system of aviation gas turbine engine]. Moscow, TsIAM, 2001. 268 p.
5. Kadzharduzov P.A. Fundamental'nye issledovaniia protsessov obledeneniia GTD ledianymi kristallami [Fundamental research of icing process of gas turbine engine by ice crystals]. Moscow, TsIAM, 2012. Review No. 531. 32 p.
6. Veres J.P., Jorgenson P.C.E. Modeling Commercial Turbofan Engine Icing Risk with Ice Crystal Ingestion. AIAA 2013-2679. 8 p.
7. Goodwin R.V., Dischinger D.G. Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to Inaugural Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 Test Facility. AIAA 2014-2895. 11 p.
8. Oliver M.J. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center. AIAA-2014-2898. 9 p.
9. Inostrannye aviatsionnye dvigateli [Foreign aviation engines]. Moscow, TsIAM, 1987. 316 p.
10. Veres J.P., Jones S.M., Jorgenson P.C.E. Performance Modeling of Honeywell Turbofan Engine Tested with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. SAE-2015-01-2133. 30 p.
11. Flegel A.B., Oliver M.J. Preliminary Results from a Heavily Instrumented Engine Ice Crystal Icing Test in a Ground Based Altitude Test Facility. AIAA-2016-3894. 29 p.
12. Van Zante J.F., Bencic T.J., Ratvasky T.P. NASA Glenn Propulsion Systems Lab Ice Crystal Cloud Characterization Update 2015. AIAA-2016-3897. 17 p.
13. 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. AIAA-2016-3895. 20 p.
14. Ezrokhi Yu.A. Modelirovanie dvigatelia i ego uzlov [Modeling of engine and its assemblies] Entsiklopediia. Vol. IV-21. Samolety i vertolety [Aircrafts and helicopters]. Book 3: Aviatsionnye dvigateli [Aviation engines]. Moscow, Mashinostroenie, 2010. P. 341–353.
15. Goodwin R.V., Fuleki D. Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to the Second, Heavily Instrumented, Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 test Facility. AIAA-2016-3892. 28 p.
16. Veres J.P., Jones S.M., Jorgenson P.C.E. Modeling of Turbofan Engine with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. GT2017-63202. 10 p.