

# Расчетно-аналитическое исследование в обеспечение подтверждения эффективности защиты авиационного двигателя от воздействий дождя и шквального града

Горячев А.В., Горячев П.А., Жулин В.Г., Гребеньков С.А.

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

e-mail: avgoryachev@ciam.ru

На основании расчетно-аналитического исследования воздействия дождя и града на авиационный газотурбинный двигатель выявлено наиболее критическое сочетание климатических условий и режимов работы двигателя, при которых возможно возникновение недопустимых изменений в работе двигателя, указанных в нормативных документах. Показано, что при работе двигателя на режиме малого газа возможно максимальное проникновение частиц града во внутренний контур двигателя, что может привести к наиболее неблагоприятному воздействию на компрессор и камеру сгорания. Выработаны рекомендации по выполнению сертификационных испытаний двигателя в условиях воздействия дождя и шквального града. Показано, что при выполнении испытаний в условиях дождя возможно моделирование спектрального состава капель с размером, значительно меньшим, чем указано в нормативных документах. Показана возможность эквивалентной замены испытаний в условиях дождя испытаниями в условиях града, что позволяет существенно сократить количество и стоимость сертификационных испытаний.

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, климатические сертификационные испытания, дождь, шквальный град, критический режим работы, испытательный стенд.

## Computational and analytical study to confirm effectiveness of an aircraft engine's protection from effects of rain and hail

Goryachev A.V., Goryachev P.A., Zhulin V.G., Grebenkov S.A.

CIAM, Moscow

The most critical combination of climatic conditions and engine operating modes, in which unacceptable changes in an engine's operation, specified in regulatory documents, can occur, is revealed based on computational and analytical study of influence of rain and hail on an aviation gas turbine engine. Calculations show that when an engine is running in idle mode, maximum penetration of hail particles into main duct of the engine is possible, which can lead to the most adverse effects on compressor and combustion chamber. Recommendations have been developed for performing certification tests of an engine under conditions of rain and heavy hail. It is shown that when performing tests in rain conditions, it is possible to simulate spectral composition of droplets with a size much smaller than specified in the regulatory documents. The possibility of equivalent replacement of tests in rain conditions with tests in hail conditions is shown, which can significantly reduce number and cost of certification tests.

**Keywords:** aircraft engine, climatic certification tests, rain, hail, critical operation, test rig.

## Введение

Обеспечение надежности и безопасности эксплуатации авиационной техники является важнейшей комплексной задачей. В ее состав входит, в том числе, задача подтверждения отсутствия недопустимых последствий для воздушного судна при полете в сложных климатических условиях [1 – 11], в частности при воздействии дождя и шквального града (рис. 1) [9, 12 – 16].

Обеспечение безопасности полетов в этих условиях напрямую связано с приемлемым функционированием двигателей. Под воздействием дождя и града могут возникать такие негативные явления, как срыв пламени в камере сгорания, останов двигателя, потеря возможности управления двигателем, что может привести к авариям и катастрофам. Поэтому подтверждение защиты двигателя от воздействия дождя и града является крайне актуальной задачей [9, 12 – 16].

Порядок и условия проверки авиационных двигателей на приемлемое функционирование в сложных климатических условиях регламентируются российскими и зарубежными нормативными документами [7 – 9, 12 – 17]. Согласно этим документам для всех вновь разрабатываемых двигателей должна быть продемонстрирована эффективность их защиты от воздействия дождя и шквального града путем выполнения сертификационных испытаний.

В данной работе рассматриваются требования АП-33.78(а)(2), касающиеся только атмосферных условий дождя и шквального града. Требования АП-33.78(а)(1) относительно попадания в двигатель крупного града требуют отдельного рассмотрения.

Нормативные величины атмосферных концентраций и распределений по размерам капель дождя и

града, соответствующие требованиям АП-33.78(а)(2), приведены в табл. 1, табл. 2 и на рис. 2.

В нормативных документах отмечено, что при проведении испытаний (как правило, путем впрыска воды для имитации условий при дожде или путем забрасывания полученных из льда градин для имита-

**Таблица 1.** Нормативные величины атмосферных концентраций воды при дожде и граде, принятые при сертификации [9, 12 – 16]

Высота $H$ , м	Содержание воды, г воды / м <sup>3</sup> воздуха
<i>Дождь</i>	
0	20,0
6100	20,0
8000	15,2
10000	10,8
12000	7,7
14000	5,2
<i>Град</i>	
0	6,0
2230	8,9
2600	9,4
3050	9,9
3750	10,0
4500	10,0
4850	8,9
5400	7,8
5900	6,6
6500	5,6
7400	4,4
8800	3,3
14000	0,2

Примечание: содержание воды на других высотах может быть определено путем линейной интерполяции; сведения по граду на высотах вне диапазона 2230...8800 м основаны на данных, полученных при линейной экстраполяции.



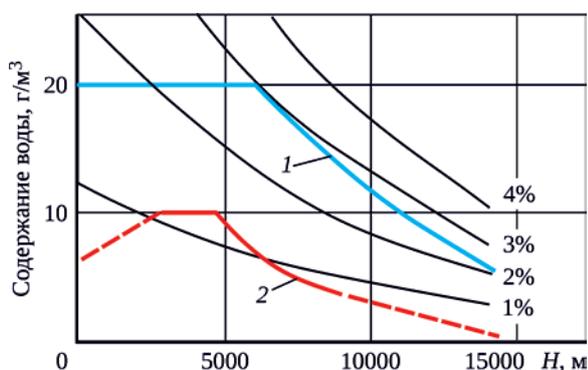
**Рис. 1.** Повреждения воздушного судна под воздействием града [1]:  
а – самолет Boeing 737; б – самолет VAX

ции условий при граде) допустимо изменять условия испытаний, например, путем увеличения концентрации воды или изменения формы и распределения размеров градин. При этом необходимо показать, что такая замена (отличие от условий, указанных в Приложении В [13]) не приводит к ослаблению требований, предъявляемых к этим испытаниям.

**Таблица 2.** Нормативные величины атмосферных распределений по размеру капель дождя и града, принятые при сертификации [9, 12 – 16]

Диаметр, мм	Содержание воды, %
<i>Дождь (капли)</i>	
0...0,49	0
0,50...0,99	2,25
1,00...1,49	8,75
1,50...1,99	16,25
2,00...2,49	19,00
2,50...2,99	17,75
3,00...3,49	13,50
3,50...3,99	9,50
4,00...4,49	6,00
4,50...4,99	3,00
5,00...5,49	2,00
5,49...5,99	1,25
6,00...6,49	0,50
6,50...7,00	0,25
<b>Всего</b>	<b>100,00</b>
<i>Град</i>	
0...0,4	0
5,0...9,9	17,00
10,0...14,9	25,00
15,0...19,9	22,50
20,0...24,9	16,00
25,0...29,9	9,75
30,0...34,9	4,75
35,0...39,9	2,50
40,0...44,9	1,50
45,0...49,9	0,75
50,0...55,0	0,25
<b>Всего</b>	<b>100,00</b>

Примечание: медианный диаметр капель дождя – 2,66 мм.



**Рис. 2.** Содержание воды при дожде (1) и граде (2); дополнительно указаны уровни процентного содержания воды в воздухе по массе: 1%, 2%, 3%, 4%

Работа по удовлетворению требований к обеспечению эффективности защиты двигателя при осуществлении полетов в климатических условиях дождя и шквального града выполняется в несколько этапов:

1) определение условий, при которых на вход двигателя будет поступать максимальное количество дождя или града. При этом следует рассматривать отдельно климатические условия дождя и града в соответствии с нормативными документами, а также всю область эксплуатации самолета в сочетании с возможными режимами работы двигателя;

2) определение элементов и систем двигателя, наиболее подверженных воздействию указанных климатических условий (вентилятор, компрессор, камера сгорания и др.), и определение для них наиболее критических типов воздействия (механическое, термодинамическое и др.);

3) анализ работы двигателя во всей области эксплуатации и при всех сочетаниях климатических воздействий с учетом требований, сформулированных в нормативных документах, с последующим определением тех сочетаний условий, при которых могут происходить наиболее неблагоприятные изменения в работе двигателя;

4) проработка методик выполнения экспериментальных проверок, исходя из перечня выбранных критических точек, требований нормативных документов и возможностей существующей экспериментальной базы;

5) составление программы испытаний двигателя на основе выбранных критических точек и проработанных методик выполнения экспериментальных проверок.

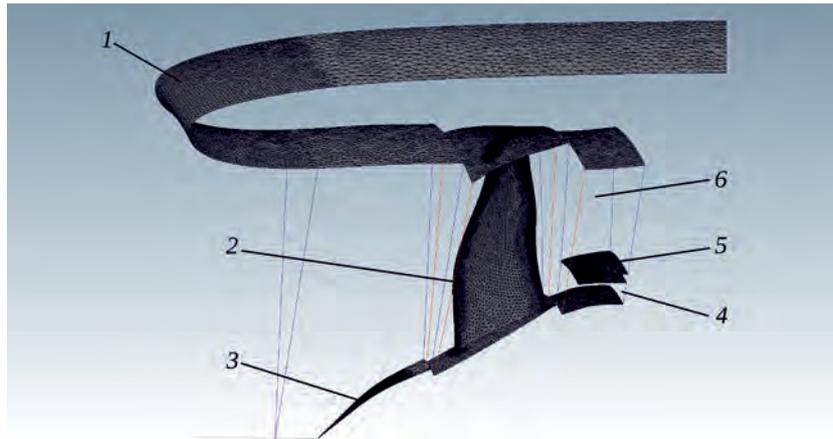
В данной статье основное внимание уделено решению задач первого, второго и третьего этапов. Расчетный анализ с целью выявления наиболее критических воздействий дождя и шквального града на работу двигателя выполнен на примере экспериментального ТРДД (рис. 3).

Численные расчеты проведены в программном комплексе FENSAP-ICE (ANSYS, CID 1039481).

### Расчетно-аналитические исследования воздействия на двигатель шквального града

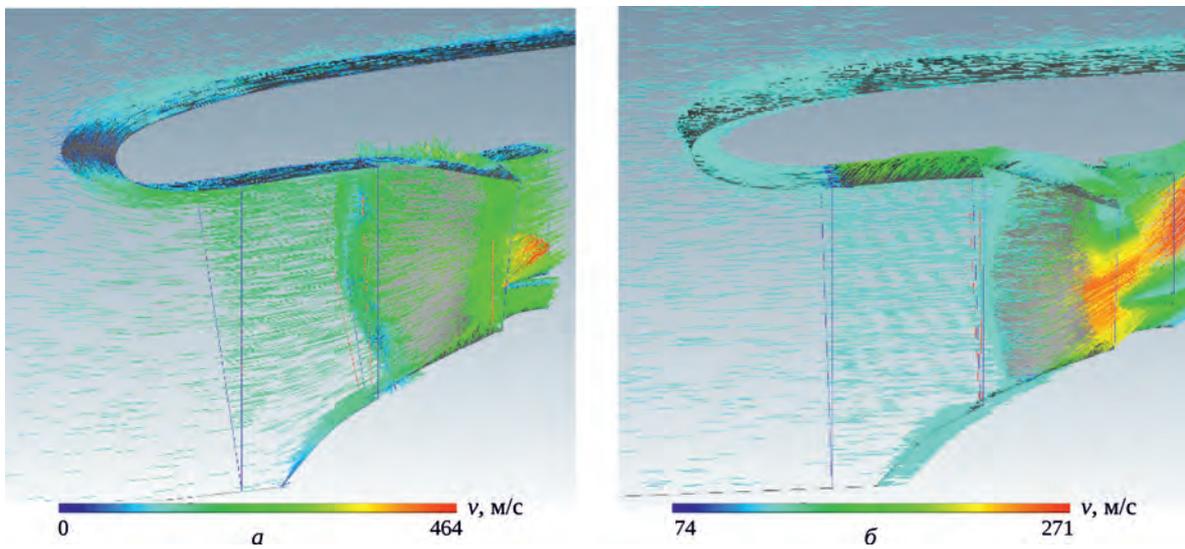
В рамках первого этапа рассчитаны траектории движения градин во внешнем потоке на входе в двигатель и оценено количество града, которое может попасть внутрь двигателя.

Как видно из представленных на рис. 4 распределений, направление векторов скорости частиц града на входе в двигатель практически не зависит от линий тока воздуха и определяется направлением полета самолета.



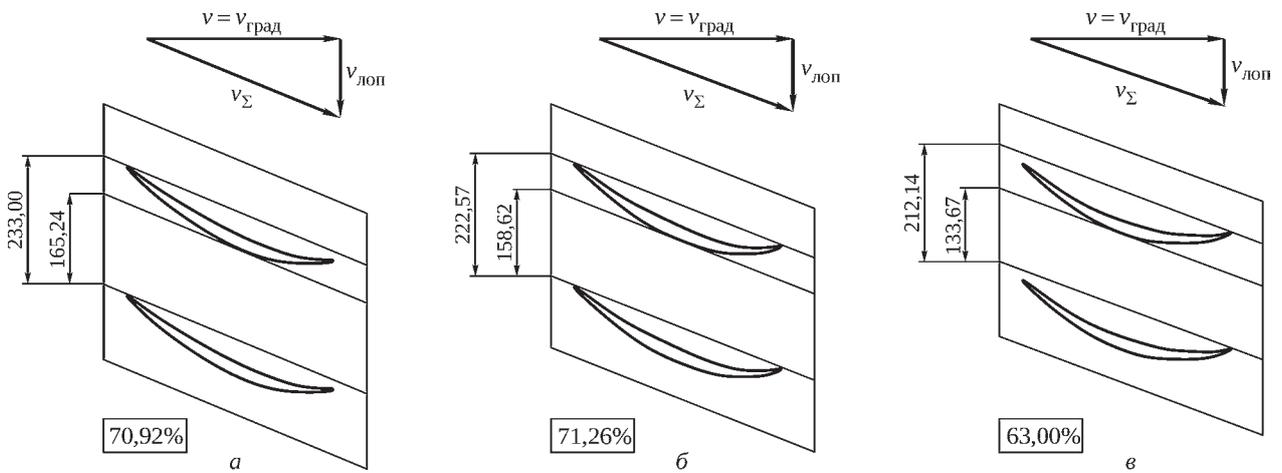
**Рис. 3.** Расчетная модель входных элементов двигателя:

1 – воздухозаборник; 2 – вентилятор; 3 – кок; 4 – внутренний контур; 5 – разделитель контуров; 6 – внешний контур



**Рис. 4.** Течение двухфазной среды на входе в двигатель:

а – векторы скорости воздушного потока; б – векторы скорости частиц града



**Рис. 5.** Иллюстрация кинематического метода расчета с указанием процента градин, пролетающих без соударения с лопатками вентилятора:

а – сечение  $R = 534$  мм; б – сечение  $R = 510,1$  мм; в – сечение  $R = 486,2$  мм

Траектории движения частиц диаметром более 1 мм остаются неизменными во всей области входа в воздухозаборник ГТД. Этот вывод справедлив для градин всех размеров, указанных в нормативных документах.

Из анализа полученных результатов следует, что для заданных атмосферных условий, характеризуемых высотой полета, количество захватываемого двигателем града определяется скоростью полета и площадью сечения входа в двигатель.

В условиях шквального града наиболее неблагоприятному воздействию подвергаются компрессор и камера сгорания, что выражается в механическом воздействии на лопатки подпорных ступеней компрессора и термодинамическом воздействии в виде неустойчивой работы компрессора и камеры сгорания. Таким образом, с точки зрения наиболее критического воздействия следует рассматривать попадание града во внутренний контур двигателя. При этом наиболее неблагоприятным является прямое попадание градин во внутренний контур (без соприкосновения с лопатками вентилятора), вызывающее наибольшие механические повреждения лопаток компрессора.

Анализ вероятности проникновения градин без соударения с лопатками вентилятора выполнен исходя из соотношений кинематики движения. Как было показано ранее (см. рис. 4), величина и направление скорости частиц града в момент попадания в межлопаточное пространство вентилятора определяются вектором скорости самолета. Таким образом, скорость градины относительно лопаток вентилятора складывается из скорости полета и окружной скорости вращения лопаток (рис. 5).

Рассматривалось шесть кольцевых сечений лопаток вентилятора, образованных поверхностями  $R = \text{const}$ , где  $R$  – радиус от оси двигателя, в каждом из которых на заданном режиме работы двигателя определялось количество частиц града (в %-м соотношении), пролетающих во внутренний контур без соударения с лопатками вентилятора (рис. 6,а). Общая доля града, попадающего во внутренний контур двигателя без соударений, рассчитывалась суммированием результатов для всех сечений. Расчеты проведены для различных скоростей полета с целью выявления наиболее критических (с точки зрения, прежде всего, механического воздействия на лопатки подпорных ступеней компрессора) режимов эксплуатации при попадании в условия шквального града (рис. 6,б). Уровень критичности режима определялся количеством града, попадающего во внутренний контур без взаимодействия с входными элементами двигателя.

Взаимодействие града с элементами двигателя, проявляющееся в дроблении градин, их отражении, центрифугировании вращающимися деталями и др., ведет к существенной неравномерности распределения

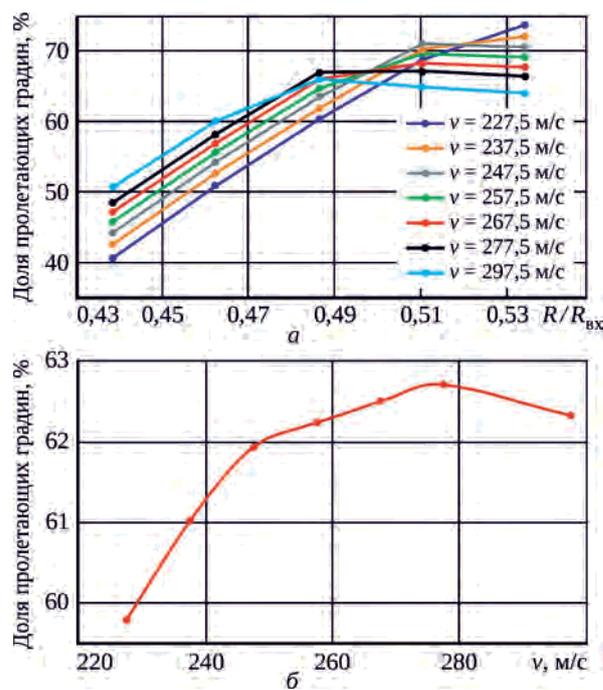


Рис. 6. Доля града, пролетающего во внутренний контур без соударения с лопатками вентилятора для различных скоростей полета  $v$ : а – распределение по сечениям; б – общая доля

концентрации града внутри тракта ГТД. Расчетное исследование, проведенное с учетом отражения частиц града от стенок (модель NRC Bouncing Model), показало существенное перераспределение концентраций частиц града между внутренним и внешним контурами двигателя (рис. 7).

Таким образом, при взаимодействии градового облака с входными элементами двигателя возникает значительная неравномерность концентрации града. Градины, находящиеся в невозмущенном потоке за пределами радиуса, соответствующего разделителю контуров, взаимодействуют с лопатками вентилятора и сепарируются во внешний контур двигателя. Градины, находящиеся в невозмущенном потоке в пределах радиуса разделения контуров, взаимодействуя с коком, лопатками вентилятора и разделителем контуров, также частично сепарируются во внешний контур двигателя. Однако часть из них все же попадает во внутренний контур. Расчетами показано, что с точки зрения повышения концентрации града во внутреннем контуре двигателя наиболее опасны режимы при максимальной концентрации частиц града в потоке на входе, максимальной скорости полета, а также невысокой частоте вращения вентилятора (рис. 7,б).

Сопоставление критических режимов с наиболее неблагоприятным термодинамическим воздействием на компрессор и камеру сгорания с полученными ранее критическими режимами с наибольшим механическим воздействием на лопатки подпорных ступеней комп-

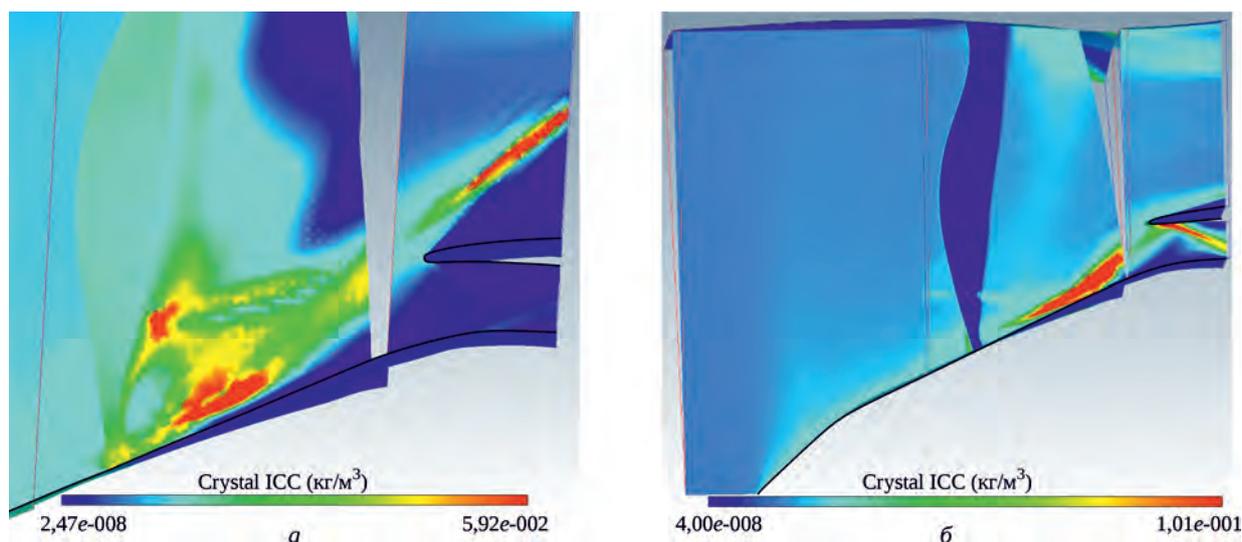


Рис. 7. Распределение концентрации частиц града внутри тракта ГТД при отражении частиц града преимущественно в наружный контур (а) или во внутренний контур (б)

рессора дает основу для выбора критических точек и дальнейшей разработки программы испытаний двигателя в условиях шквального града.

### Расчетно-аналитические исследования воздействия дождя на двигатель

При удовлетворении требований АП 33.78(а)(2) к обеспечению эффективности защиты двигателя от попадания дождя следует учитывать, что распределение капель дождя по размерам на входе в двигатель влияет на траектории их полета и определяет области с повышенным или пониженным содержанием дождевой воды. Изменение концентрации дождевой воды RWC (Rain Water Content) в различных областях двигателя, в свою очередь, оказывает решающее влияние на изменение его характеристик и определяет выбор критических точек для проведения испытаний.

Требования нормативных документов содержат стандартное распределение капель дождя по размеру (см. табл. 2), характерное для капель в невозмущенном атмосферном облаке. Однако в процессе работы двигатель вносит возмущения во внешний поток, что приводит к изменению поля скоростей и спектра капель. Спектральный состав капель на входе в двигатель существенно отличается от спектра капель в атмосферном облаке. Таким образом, для корректного моделирования условий дождя на стенде следует воспроизводить на входе в двигатель спектральный состав капель, соответствующий полетным условиям (т.е. спектру, реализуемому на входе в двигатель в условиях полета на конкретном режиме работы).

Кроме этого, следует учитывать изменение спектра капель (дробление) при их движении по каналам двигателя, выпадение капель на поверхности деталей и

течение по ним пленок воды, вторичный унос капель с пленок. Указанные факторы могут существенно изменить концентрацию воды в различных областях двигателя и повлиять на выбор перечня критических точек.

Таким образом, анализ критических точек при испытаниях в условиях дождя существенно отличается от анализа в условиях шквального града.

Прежде всего, на основе исходного, принятого при сертификации (см. табл. 2), атмосферного распределения размеров капель дождя следует выполнить расчетный анализ (с учетом режима работы двигателя, условий полета и окружающих условий) и показать:

- какой спектр размеров капель дождя может реализоваться в сечении перед двигателем в различных условиях полета с учетом дробления капель на входе;
- какая часть спектра капель может воздействовать на наиболее критические элементы двигателя, приводя к наиболее неблагоприятным последствиям;
- в какой мере спектральный состав капель влияет на повышение концентрации воды в тех областях двигателя, воздействие на которые может привести к наиболее неблагоприятным последствиям;
- какой спектр размеров капель следует воспроизводить при выполнении сертификационных испытаний с целью демонстрации наибольшего ухудшения характеристик двигателя.

Далее, на основании полученных результатов следует определить сочетание условий эксплуатации и режимов работы двигателя, при которых возможно максимальное ухудшение его характеристик. Совокупность выбранных условий является критическими точками для проведения испытаний.

При проведении испытаний двигателя в земных условиях моделирование дождевого облака с распределением капель по размерам, указанным в табл. 2,

представляется затруднительным из-за возможного дробления капель, впрыскиваемых в поток воздуха перед двигателем. Это может привести к снижению «консерватизма» (жесткости условий) проведения испытаний.

Следует определить возможность моделирования при стендовых испытаниях спектрального состава капель на входе в двигатель, соответствующего спектру, реализуемому в реальных условиях полета. При невозможности моделирования такого спектра следует определить, в какой степени возможно изменить спектр размеров капель или концентрацию воды при выполнении стендовых испытаний для того, чтобы смоделировать воздействие на двигатель, аналогичное тому, которое реализуется в полетных условиях. Это изменение должно быть обосновано путем выполнения расчетов, модельных или натурных испытаний или иными способами.

Для решения вышеперечисленных задач выполнено расчетное исследование, результаты которого представлены далее.

Для ряда размеров капель дождя выполнены расчеты траекторий движения капель с учетом их возможного дробления в области входа в двигатель. Траектории движения капель малого размера (со средним объемным диаметром  $MVD = 36,6$  мкм) на режиме работы двигателя  $N_B / N_{max} = 0,78$  при скорости полета  $M = 0,33$  значительно изменяются при огибании кока двигателя (рис. 8,а). Однако этот размер существенно меньше характерного размера капель в дождевом облаке (0,5...7 мм по данным табл. 2). Расчеты для капель диаметром 1,0 мм на том же режиме работы двигателя (рис. 8,б) показали, что воздушный поток на входе в двигатель практически не влияет на траектории движения крупных капель диаметром более 1 мм. Аналогичные результаты получены для других режимов работы двигателя: от «малого газа» до «взлетного».

Таким образом, можно считать, что капли крупной части спектра при движении на участке входа в двигатель практически не подвергаются воздействию воздушного потока. Эти капли движутся аналогично частицам шквального града, их траектории движения представляют собой прямые линии от сечения, расположенного на значительном удалении от двигателя, до сечения входа в двигатель. Данный вывод важен для расчета величины коэффициента захвата (scoop factor), который определяется отношением площади центральной части входа в мотогондолу к площади трубки тока захватываемого воздуха и характеризует изменение концентрации воды на входе в двигатель относительно концентрации воды в свободном потоке на значительном удалении от двигателя.

Из анализа результатов расчетов следует, что для данных атмосферных условий, определяемых высотой полета, величина коэффициента захвата равна 1, а количество захватываемой двигателем воды определяется скоростью полета и площадью входа в двигатель.

Результаты расчета трансформации спектра капель вдоль траектории с учетом их дробления перед входом в вентилятор приведены в табл. 3 для режима  $N_B / N_{max} = 0,51$  на высоте  $H = 6100$  м при скорости полета  $M = 0,813$ . Спектральное распределение капель в сечении перед вентилятором при этих же условиях показано на рис. 9. Имеет место существенное изменение спектра капель при переходе от «невозмущенного» сечения, расположенного на значительном удалении от двигателя, к сечению входа в вентилятор. Медианный размер капель в сечении входа в вентилятор составляет  $MVD = 0,208$  мм.

Таким образом, в условиях полета на входе в двигатель реализуется дисперсный поток с размером капель, значительно меньшим, чем размер капель в невозмущенном потоке. Поэтому при выполнении

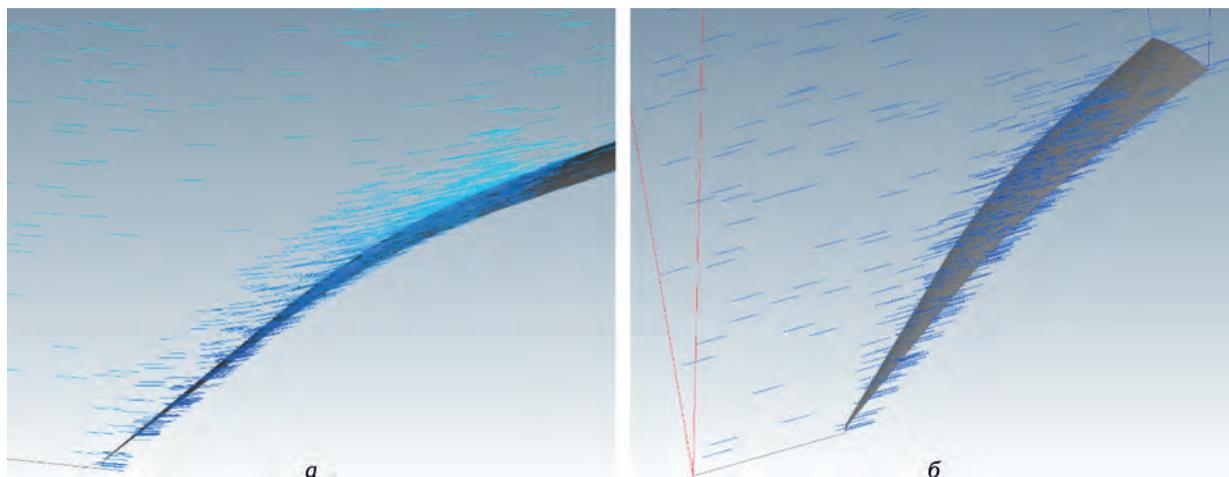


Рис. 8. Траектории движения частиц вблизи кока двигателя (режим  $N_B / N_{max} = 0,78$ ,  $M = 0,33$ ):  
а – диаметр частиц 36,6 мкм; б – диаметр частиц 1,0 мм

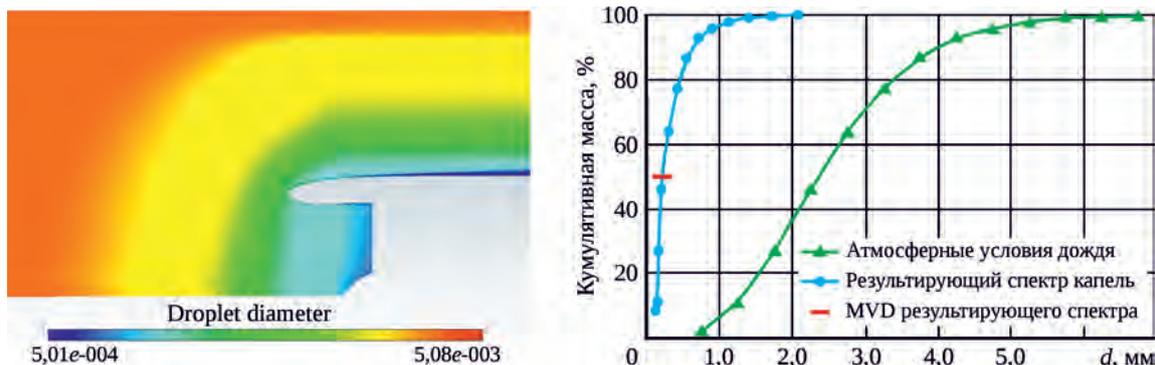


Рис. 9. Спектральное распределение капель дождя в сечении перед вентилятором двигателя на режиме  $N_B/N_{\max} = 0,51$ ,  $H = 6100$  м,  $M = 0,813$ :

а – иллюстрация распада капель на входе в двигатель; б – изменение спектра капель

испытаний двигателя в стендовых условиях не требуется моделирование на входе в двигатель спектрального состава капель в соответствии с табл. 2. Для корректного удовлетворения требований нормативных документов в процессе испытаний необходимо моделировать дисперсный водовоздушный поток со спектральным составом, полученным по результатам расчетов. Например, для режима  $N_B/N_{\max} = 0,51$  требуется создать поток с медианным размером капель  $MVD = 0,208$  мм, распределение капель по размерам должно быть, по возможности, максимально приближено к полученному в расчетах спектральному составу (см. табл. 3 и рис. 9,б).

С целью анализа возможности моделирования в стендовых условиях потока капель с требуемым дисперсным составом проведены расчеты потока на входе в двигатель в земных условиях на режимах, соответствующих полетным режимам  $N_B/N_{\max} = 0,49$ ;  $0,51$ ;  $0,70$  и  $1,0$ . Графики скорости на рис. 10 приведены для сечения  $R/R_{\text{вх}} = 0,56$ , где  $R_{\text{вх}}$  – радиус входа в двигатель.

Для получения на входе в двигатель спектра капель максимально возможного размера необходимо, чтобы скорость вылетающих из водораспылительного коллектора капель воды была близка к скорости воздушного потока. Это условие определяет место установки водораспылительного коллектора, на выходе из форсунок которого скорость капель обычно составляет  $\sim 16$  м/с.

Из результатов предварительного расчета (см. рис. 10) можно определить оптимальное расстояние от передней кромки воздухозаборника до водораспылительных форсунок:  $1,052$  м для режима  $N_B/N_{\max} = 0,49$ ;  $1,108$  м для режима  $N_B/N_{\max} = 0,51$ ;  $1,224$  м для режима  $N_B/N_{\max} = 0,70$ ;  $1,652$  м для режима  $N_B/N_{\max} = 1,0$ .

При таком положении коллектора капли требуемого размера, генерируемые форсунками, не будут подвергаться дроблению. В этом случае возможно моделирование дисперсного потока на входе в двигатель с характеристиками, соответствующими полетным условиям.

Таблица 3. Изменение спектра капель перед входом в вентилятор на режиме  $N_B/N_{\max} = 0,51$ ,  $H = 6100$  м,  $M = 0,813$

$m_i/m_{\text{общ}}, \%$	$d_{\text{исх}}, \text{мм}$	$d_{\text{дробл}}, \text{мм}$	$m_{\text{кумуля}}, \%$
0,25	6,75	2,069	100
0,50	6,25	1,709	99,75
1,25	5,75	1,391	99,25
2,00	5,25	1,117	98,00
3,00	4,75	0,888	96,00
6,00	4,25	0,698	93,00
9,50	3,75	0,542	87,00
13,50	3,25	0,411	77,50
17,75	2,75	0,295	64,00
19,00	2,25	0,185	46,25
16,25	1,75	0,153	27,25
8,75	1,25	0,121	11,00
2,25	0,75	0,139	2,25

Примечание:  $m_i$  – масса частиц  $i$ -го размера;  $m_{\text{общ}}$  – масса всех частиц;  $d_{\text{исх}}$  – диаметр частицы исходного спектра;  $d_{\text{дробл}}$  – диаметр частицы нового спектра;  $m_{\text{кумуля}}$  – кумулятивная масса.

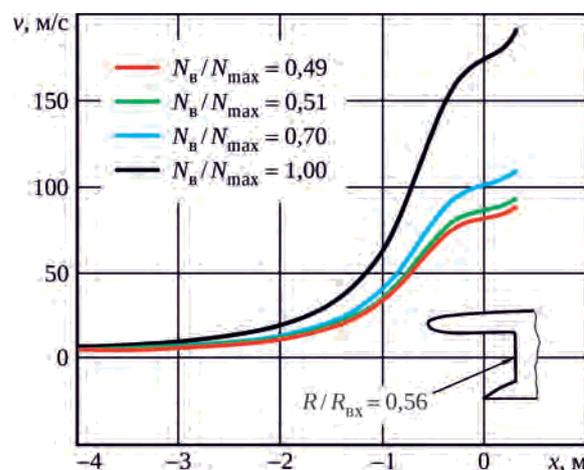
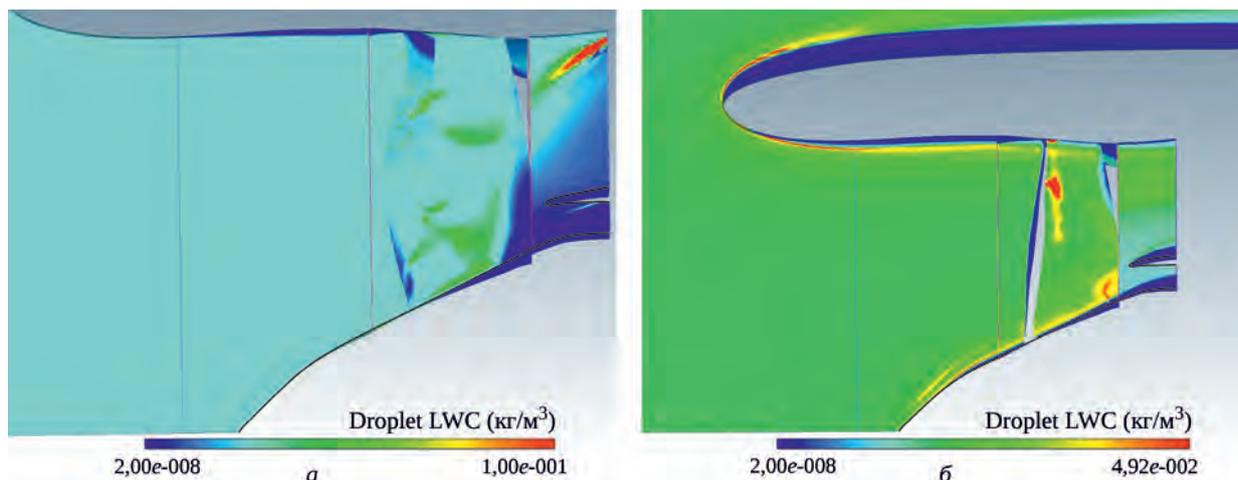


Рис. 10. Результаты расчета скорости воздушного потока на входе в двигатель в стендовых условиях ( $H = 0$ ,  $M = 0$ ,  $T = +15^\circ\text{C}$ )



**Рис. 11.** Распределение концентрации воды на режиме работы  $N_b/N_{\max} = 0,49$  в полетных условиях ( $H = 6100$  м,  $M = 0,813$ ): а – диаметр капель 1,0 мм; б – размер капель 0,02 мм

Для выработки рекомендаций по проведению испытаний в земных условиях выполнены расчеты для режимов имитации полетных режимов  $N_b/N_{\max} = 0,49; 0,51; 0,70; 1,0$ .

Результаты расчетов показали, что в земных условиях ( $H = 0$ ,  $M = 0$ ) имеет место существенное перераспределение концентрации капель воды внутри воздухозаборника по сравнению с аналогичным режимом в полетных условиях. За счет поджатия потока воздуха при засасывании его двигателем концентрация капель RWC перед вентилятором в центральной области (откуда возможно попадание капель воды во внутренний контур) гораздо выше, чем в периферийной области.

Дробления капель с  $MVD = 0,208$  мм в зоне насыщенности потока каплями при расчетах не наблюдается, что обеспечивает принципиальную возможность имитации в земных условиях результирующего спектра капель, характерного для полетных условий, с учетом дробления капель перед и внутри воздухозаборника двигателя.

Для обоснования возможности снижения величины MVD при проведении стендовых испытаний выполнены расчеты распределений концентрации воды в области вентилятора и на входе в газогенератор для двух размеров капель: диаметром 1,0 мм и 0,02 мм. Результаты для режима работы двигателя  $N_b/N_{\max} = 0,49$  в полетных условиях ( $H = 6100$  м,  $M = 0,813$ ) приведены на рис. 11.

Основная часть капель большого диаметра, отраженных лопаткой вентилятора, направляется в наружный контур, причем преимущественно в его периферийную часть (см. рис. 11,а). Для потока с каплями малого размера во внутренний контур попадает гораздо большее количество капель (см. рис. 11,б). Отметим, что режим  $N_b/N_{\max} = 0,49$  характеризуется минимальной частотой вращения вентилятора; на режимах с большей частотой вращения вентилятора указанный эффект будет еще более явно выражен.

Таким образом, для двигателя рассматриваемой конструкции моделирование в земных условиях дисперсного потока с меньшим размером капель приводит к повышению «консерватизма» проведения стендовых испытаний за счет:

- перераспределения концентрации капель воды RWC внутри воздухозаборника с ее увеличением в ближней к оси двигателя области по сравнению с периферией, что увеличивает количество воды, попадающей во внутренний контур двигателя;
- увеличения количества капельной влаги, попадающей во внутренний контур двигателя, для двухфазного потока воздуха с каплями меньшего размера.

Следует отметить, что моделирование дисперсного высокоскоростного потока с указанным размером капель является сложной задачей и требует детальной методической проработки с целью экспериментального подтверждения. Это может быть осуществлено, например, на модельном стенде путем демонстрации спектрального состава капель в месте их ввода в поток (при малой скорости воздушного потока), а также на участке, где реализуется скорость потока, соответствующая скорости на входе в двигатель.

### **Анализ возможности эквивалентной замены испытаний в условиях дождя испытаниями в условиях града**

Исследуем возможность использования результатов, полученных при выполнении испытаний двигателя в условиях шквального града, для подтверждения требований по защите двигателя от попадания дождя. Для этого необходимо выполнить анализ воздействий на двигатель дождя и града и определить, какое из воздействий является наиболее критичным. Конечной целью анализа должен являться вывод о допустимости эквивалентной замены одного вида испытаний другим,

при этом возможно потребуется проведение дополнительных испытаний в эквивалентных условиях.

Для решения этой задачи выполнены предварительные расчеты с целью разработки методики сравнительной оценки критичности воздействия на двигатель условий дождя и града.

На рис. 12 показано распределение концентрации капель RWC внутри тракта двигателя на режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$  ( $H = 6100$  м,  $M = 0,813$ ) в условиях дождя. Распределение капель по размерам монодисперсное и соответствует рассчитанному ранее MVD. Видно, что имеет место существенное перераспределение капельной влаги между внутренним и наружным

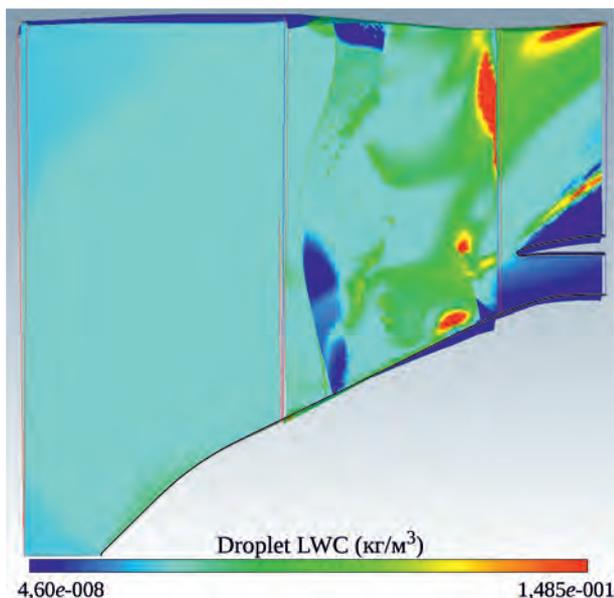


Рис. 12. Распределение концентрации капель RWC на режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$  ( $H = 6100$  м,  $M = 0,813$ )

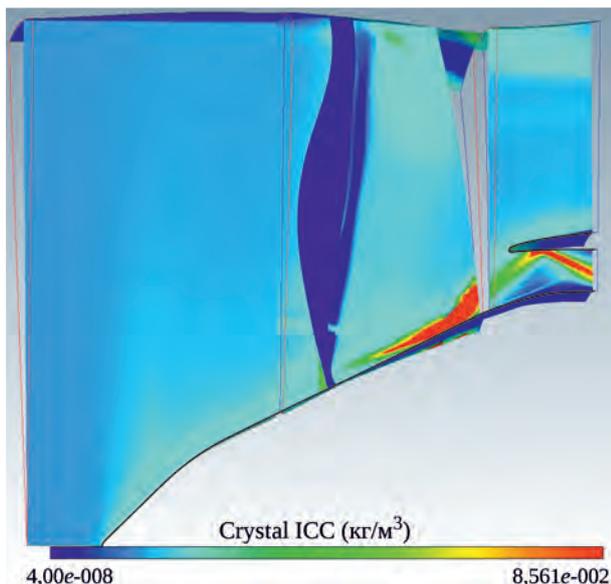


Рис. 13. Распределение концентрации частиц града HWC на режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$  ( $H = 4500$  м,  $M = 0,76$ )

контурами двигателя: концентрация капельной влаги в наружном контуре ( $RWC = 53,993$  г/м<sup>3</sup>) в 7,9 раза выше, чем во внутреннем контуре ( $RWC = 6,838$  г/м<sup>3</sup>). Это объясняется прежде всего тем, что течение образовавшейся жидкой водяной пленки по поверхности вращающейся лопатки идет под действием аэродинамических и центробежных сил, причем центробежные силы существенны из-за высокой частоты вращения вентилятора.

Для сравнения на рис. 13 показаны результаты расчета в условиях града на режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$  ( $H = 4500$  м,  $M = 0,76$ ). Как видно, большое количество частиц града, ударившись в лопатку, отскакивает во внутренний контур двигателя. В результате концентрация града во внутреннем контуре ( $HWC = 55,473$  г/м<sup>3</sup>) в 2,6 раза выше, чем в наружном контуре ( $HWC = 21,591$  г/м<sup>3</sup>).

Таким образом, удельная массовая концентрация HWC во внутреннем контуре в условиях града в 8,1 раза выше, чем удельная массовая концентрация капельной влаги RWC в условиях дождя на аналогичном режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$ .

Термодинамические расчеты для оценки тепловой нагрузки (охлаждение потока воздуха внутри КНД, КВД и камеры сгорания) в условиях дождя и града выполнены с учетом следующих термодинамических превращений:

- нагрев капель воды и их испарение во внутреннем контуре для условий дождя;
- нагрев частиц града, плавление, нагрев образовавшихся капель воды и их испарение во внутреннем контуре в условиях града.

Расчетная оценка суммарной тепловой нагрузки с учетом приведенных выше результатов по относительному увеличению массовой концентрации HWC в сравнении с RWC показала, что на режиме  $N_B/N_{max} = 0,51$  в условиях града тепловая нагрузка в 7,1 раза выше, чем в условиях дождя.

На основании представленных результатов можно сделать предварительный вывод о принципиальной возможности эквивалентной замены испытаний в условиях дождя испытаниями в условиях града.

## Заключение

Разработанные в рамках расчетно-аналитического исследования постановки задач и схемы расчетов позволяют оценить воздействие дождя и града на авиационный газотурбинный двигатель и определить наиболее критическое сочетание климатических условий и режимов работы двигателя, при которых возможно возникновение недопустимых изменений в работе двигателя, указанных в нормативных документах.

---

На примере расчетов, выполненных для экспериментального ТРДД, показано, что при работе двигателя на режиме малого газа возможно максимальное проникновение частиц града во внутренний контур двигателя, что может привести к наиболее неблагоприятному воздействию.

Сформулированы рекомендации по выполнению сертификационных испытаний двигателя в условиях попадания дождя и шквального града. Показано, что для корректного воспроизведения эксплуатационных условий на стенде требуется моделирование дисперсного потока на входе в двигатель с характеристиками, реализуемыми в полетных условиях. При этом необходимо моделировать поток капель с величиной медианного размера MVD в диапазоне 0,208...0,557 мм, что значительно меньше, чем указано в нормативных документах. Это существенно упрощает процесс проведения стендовых испытаний.

Показана возможность эквивалентной замены испытаний в условиях дождя испытаниями в условиях града, что позволит существенно сократить количество и стоимость сертификационных испытаний.

Для выдачи окончательных рекомендаций о возможности выполнения указанных эквивалентных замен требуется:

- выполнение подробных расчетов на всех режимах испытаний, выбранных в результате анализа критических точек;
- верификация математических моделей полета и взаимодействия с поверхностями двигателя как капель дождя, так и града;
- проведение модельных или натурных испытаний;
- анализ опыта сертификации аналогичных двигателей (российских и зарубежных) на эффективность защиты от воздействия дождя и града;
- одобрение замены компетентным органом.

## Литература

1. Airplane and Engine Certification Requirements in Supercooled Large Drop, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions, CFR NPRM, Federal Register, Docket No. FAA-2010-0636. 2010.
2. Large Aeroplane Certification Specifications in Supercooled Large Drop, Mixed Phase and Ice Crystal Icing Conditions. NPA No. 2011-03. 2011. 77 p.
3. Turbine Engine Certification Specifications in Icing Conditions. NPA No. 2011-04. 2011. 21 p.
4. Large Aeroplane Certification Specifications in Supercooled Large Drop, Mixed Phase and Ice Crystal Icing Conditions – Advisory Material. NPA No. 2012-22. 2012. 107 p.
5. Turbine Engine Certification Specifications in Icing Conditions – Advisory Material. NPA No. 2012-23. 2012. 20 p.
6. Annual Safety Recommendations Review 2013. European Aviation Safety Agency, Safety Analysis and Research Department. 2013. URL: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/annual-safety-recommendations-2013.pdf>
7. Определение соответствия двигателя требованиям АП-33 по работоспособности в условиях обледенения и при попадании в двигатель льда. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП33.68, 33.77. Авиарегистр МАК, 2005.
8. Защита от обледенения. Рекомендательный циркуляр РЦ 29.1419. § 29.1419. Авиарегистр МАК, 2005.
9. Federal Aviation Regulation, Part 33 (FAR 33), Airworthiness Standards: Aircraft Engines. FA Administration. 2015.
10. Antonov A.N., Goryachev A.V., Levchenko V.S. Study of Heat Exchange Process on Ice Buildup Surface. EUCASS. 2005. 7 с.
11. Van Fossen G., Simoneau R., Olsen W., Shaw R. Heat Transfer Distributions Nominal Ice Accretion Shapes Formed on a Cylinder in the NASA Icing Research Tunnel. AIAA-84-017. NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH.
12. Авиационные правила. Часть 33 «Нормы летной годности двигателей воздушных судов». Авиарегистр МАК, 2012.
13. Приложение В к Авиационным правилам. Часть 33 «Нормы летной годности воздушных судов». Авиарегистр МАК, 2012.
14. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines (CS-E). European Aviation Safety Agency, 2018.
15. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. CS-25. 2016.
16. Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. 2016.
17. Защита системы подвода воздуха от обледенения. Рекомендательный циркуляр РЦ 29.1093 (b). § 29.1093, Авиарегистр МАК, 2005.

## References

1. Airplane and Engine Certification Requirements in Supercooled Large Drop, Mixed Phase, and Ice Crystal Icing Conditions, CFR NPRM, Federal Register, Docket No. FAA-2010-0636. 2010.

- 
2. Large Aeroplane Certification Specifications in Supercooled Large Drop, Mixed Phase and Ice Crystal Icing Conditions. NPA No. 2011-03. 2011. 77 p.
  3. Turbine Engine Certification Specifications in Icing Conditions. NPA No. 2011-04. 2011. 21 p.
  4. Large Aeroplane Certification Specifications in Supercooled Large Drop, Mixed Phase and Ice Crystal Icing Conditions – Advisory Material. NPA No. 2012-22. 2012. 107 p.
  5. Turbine Engine Certification Specifications in Icing Conditions – Advisory Material. NPA No. 2012-23. 2012. 20 p.
  6. Annual Safety Recommendations Review 2013. European Aviation Safety Agency, Safety Analysis and Research Department. 2013. URL: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/annual-safety-recommendations-2013.pdf>
  7. Opređenje sootvetstviia dvigatel'ia trebovaniiam AP-33 po rabotosposobnosti v usloviakh obledeneniia i pri popadanii v dvigatel' l'da [Determination of Engine Compliance with AR-33 Requirements for Operability under Icing Conditions and Ice Ingestion]. Recommended Circular RC-AP33.68, 33.77. IAC Aviation Register, 2005.
  8. Zashchita ot obledeneniia [Icing Protection System]. Recommended Circular RC 29.1419. § 29.1419. IAC Aviation Register, 2005.
  9. Federal Aviation Regulation, Part 33 (FAR 33), Airworthiness Standards: Aircraft Engines. FA Administration. 2015.
  10. Antonov A.N., Goryachev A.V., Levchenko V.S. Study of Heat Exchange Process on Ice Buildup Surface. EUCASS. 2005. 7 p.
  11. Van Fossen G., Simoneau R., Olsen W., Shaw R. Heat Transfer Distributions Nominal Ice Accretion Shapes Formed on a Cylinder in the NASA Icing Research Tunnel. AIAA-84-017. NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH.
  12. Aviatsionnye pravila [Aviation Rules]. Part 33. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdushnykh sudov [Airworthiness Standards for Aircraft Engines]. IAC Aviation Register, 2012.
  13. Aviatsionnye pravila [Aviation Rules]. Part 33. Appendix B. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdushnykh sudov [Airworthiness Standards for Aircraft Engines]. IAC Aviation Register, 2012.
  14. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines (CS-E). European Aviation Safety Agency, 2018.
  15. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. CS-25. 2016.
  16. Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. 2016.
  17. Zashchita sistemy podvoda vozdukhha ot obledeneniia [Icing Protection of the Air Supply System]. Recommended circular RC 29.1093 (b). § 29.1093. IAC Aviation Register, 2005.

*Материалы получены редакцией 04.06.2018*