

ИНФОРМАЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ № ИМ-21.33-11			
Ревизия 01		Дата	30.04.2025
Подтверждение эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы			
Москва, 2025 г.			

ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Описание изменения	Номер ревизии	Дата
1.	Введение в действие первоначального документа	01	30.04.2025
2.			
3.			
4.			
5.			
6.			
7.			
8.			
9.			
10.			

Первоначальная редакция данных методических рекомендаций подготовлена Авиарегистром России на основе Методических рекомендаций «Подтверждение эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы», разработанных ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

СОДЕРЖАНИЕ

1 Цель и назначение.....	4
2 Нормативные ссылки и источники информации.....	5
3 Термины и определения.....	15
4 Сокращения и обозначения.....	16
5 Формулировки основного и связанных параграфов отечественных норм летной годности	17
5.1 АП-33.68. Работа в условиях обледенения.....	17
5.2 Приложение D – Область обледенения при смешанной фазе и при кристаллах льда (мощные конвективные облака).....	17
6 Формулировки основного и связанных параграфов зарубежных Норм летной годности	20
7 Рекомендации по подтверждению эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы.....	26
7.1 Вводные замечания	26
7.2 Подходы к подтверждению нормативных требований, изложенные в зарубежных документах	27
7.3 Общие подходы к подтверждению норм.....	28
7.4 Программные продукты для численного моделирования воздействия атмосферного облака ледяных кристаллов на работу двигателя.....	60
7.5 Рекомендации по моделированию на наземном открытом стенде процесса обледенения двигателей при полётах в климатических условиях ледяных кристаллов (определение стендовых режимов, эквивалентных критическим полетным режимам).....	65
7.6 Методические вопросы выполнения испытаний на наземном открытом стенде	70
7.7 Рекомендации по повышению эффективности ПОЗ.....	82
Б.1 Теплообмен между кристаллами льда, поверхностями проточной части и воздушным потоком	94
Б.2 Влияние температуры влажного термометра	95
Б.3 Влияние температуры поверхности.....	95
Б.4 Влияние коэффициента плавления кристаллов	96
Б.5 Влияние полной водности.....	98
Б.6 Влияние размера ледяных кристаллов.....	99
Б.7 Влияние скорости потока (числа Маха).....	103
Б.8 Взаимовлияние конструкции, режима работы двигателя и условий окружающей среды	104
В.1 Помпаж, заглохание	107
В.2 Падение оборотов	107
В.3 Срыв пламени в камере сгорания.....	109
В.4 Механические повреждения.....	110

1 Цель и назначение

Из анализа опыта эксплуатации авиационных двигателей известны многочисленные случаи потери мощности и других неблагоприятных последствий, связанных с попаданием летательного аппарата в атмосферное облако, содержащее кристаллы льда [1, 2, 3]. Хотя данное явление известно с середины прошлого века, особое внимание к нему усилилось после обзора данных коммерческой авиации с 1990-х до середины 2000-х годов, когда было выявлено 62 инцидента, связанных с обледенением в условиях ледяных кристаллов (ICI) [4]. За истекшее десятилетие было выявлено более 100 случаев потери мощности двигателя, большинство из которых связаны с воздействием условий ICI [4, 5, 6, 7-11], причём в одном из лётных происшествий экипажу не удалось перезапустить двигатели и была выполнена успешная посадка [7, 12]. Анализ указанных инцидентов приводит к заключению о воздействии на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов [13, 14]. Таким образом, образование льда на внутренних поверхностях двигателей в результате воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов было признано фундаментальной проблемой и потенциальной угрозой безопасности полетов [15-19].

Исходя из накопленного к настоящему времени опыта, полагается, что кристаллы льда, попадая внутрь двигателя, могут образовывать ледяные наросты на теплых поверхностях компрессора, что может привести к отказу двигателя, срыву пламени и/или механическому повреждению [4, 20]. Аналогичное явление можно наблюдать с датчиками скорости – приёмниками полного давления, которые также могут замерзнуть в условиях ICI. Начиная примерно с 2008 года, значительные успехи в тестировании возможностей и инструментария в области ICI позволили лучше понять явление нарастания льда в условиях ледяных кристаллов (ICI). Таким образом, был выполнен пересмотр существующие нормативных требований к сертификации двигателей на полёты в условиях обледенения как в России [21, 22], так и за рубежом [23-29].

В данном документе на основании текущего состояния знаний о явлении ICI изложены методические рекомендации по демонстрации соответствия требованиям противообледенительной защиты двигателя от воздействия условий обледенения, характеризующихся присутствием в атмосферном облаке кристаллов льда и смеси фаз. Описаны основы, необходимые для понимания физических процессов, протекающих в авиационном двигателе при воздействии на него условий ледяных кристаллов и полезные для моделирования процесса обледенения как расчётного, так и экспериментального. Предложены методические подходы к расчётному и экспериментальному моделированию нарастания льда на элементах проточной части авиационного двигателя и способы верификации, а также представлены варианты валидации и верификации расчётных моделей. Предложен методический подход к моделированию воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов путём выполнения испытаний двигателя на наземном стенде, с использованием оборудования для моделирования условий шквального града и в диапазоне температур наружного воздуха, реально достижимых в условиях наземного открытого стенда. Предложены способы обеспечения работы противообледенительной системы (ПОС) двигателя.

2 Нормативные ссылки и источники информации

В настоящих рекомендациях используются ссылки на нормативные правовые акты Российской Федерации и источники информации, перечисленные ниже.

1. Priority In-service Engine icing Considerations. Rolls-Royce plc and SNECMA. EASA Annual Safety Conference 2013. European Aviation Safety Agency. October 2013.
2. Overview on in-flight icing research. Fabien Dezitter, Airbus. EASA Annual Safety Conference 2013. European Aviation Safety Agency. October 2013.
3. Edem Tetteh, Eric Loth, Martin O. Neuteboom, John Fisher. In-Flight Gas Turbine Engine Icing: Review // AIAA JOURNAL Vol. 60, No. 10, October 2022.
4. Mason, J.G., Strapp, J.W., and Chow, P. The Ice Particle Threat to Engines in Flight. s.l. : 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006-206, 2006.
5. Mason, J. G., Chow, P., and Fuleki, D. M., “Understanding Ice Crystal Accretion and Shedding Phenomenon in Jet Engines Using a Rig Test,” ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 133, No. 4, April 2011, Paper 041201. <https://doi.org/10.1115/1.4002020>.
6. Struk, P. M., Ratvasky, T. P., Bencic, T., Van Zante, J. F., King, M. C., Tsao, J.-C., and Bartkus, T. P., “An Initial Study of the Fundamentals of Ice Crystal Icing Physics in the NASA Propulsion Systems Laboratory,” 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2017-4242, 2017. <https://doi.org/10.2514/6.2017-4242>.
7. Addy, H. E., and Veres, J. P., “An Overview of NASA Engine Ice Crystal Icing Research,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, NASA TM-2011-217254, 2011. <https://doi.org/10.4271/2011-38-0017>.
8. Haggerty, J., Defer, E., De Laat, A., Bedka, K., Moisselin, J. M., Potts, R., Delanoë, J., Parol, F., Grandin, A., and Divito, S., “Detecting Clouds Associated with Jet Engine Ice Crystal Icing,” Bulletin of the American Meteorological Society, Vol. 100, No. 1, 2019, pp. 29–40. <https://doi.org/10.1175/BAMS-D-17-0252.1>.
9. Bravin, M., Strapp, J. W., and Mason, J., “An Investigation into Location and Convective Lifecycle Trends in an Ice Crystal Icing Engine Event Database,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2015-01-2130, June 2015. <https://doi.org/10.4271/2015-01-2130>.
10. Mason, J. G., and Grzych, M., “The Challenges Identifying Weather Associated with Jet Engine Ice Crystal Icing,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2011-38-0094, June 2011. <https://doi.org/10.4271/2011-38-0094>.
11. Knezevici, D. C., Fuleki, D., and MacLeod, J., “Development and Commissioning of a Linear Compressor Cascade Rig for Ice Crystal Research,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2011-38-0079, June 2011. <https://doi.org/10.4271/2011-38-0079>.
12. Lacagnina, M., “Ice Crystal Icing,” Journal of Flight Safety Foundation, Vol. 3, No. 6, 2008, pp. 12–16.
13. Nilamdeen, S., and Habashi, W. G., “Multiphase Approach toward Simulating Ice Crystal Ingestion in Jet Engines,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 5, 2011, pp. 959–969. <https://doi.org/10.2514/1.B34059>.
14. Grzych, M., Tritz, T., Mason, J., Bravin, M., and Sharpsten, A., “Studies of

Cloud Characteristics Related to Jet Engine Ice Crystal Icing Utilizing Infrared Satellite Imagery,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2015-01-2086, June 2015. <https://doi.org/10.4271/2015-01-2086>.

15. Yanxia, D., Yewei, G., Chunhua, X., and Xian, Y., “Investigation on Heat Transfer Characteristics of Aircraft Icing Including Runback Water,” International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 53, Nos. 19–20, 2010, pp. 3702–3707. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2010.04.021>.

16. Hansman, R. J., and Turnock, S. R., “Investigation of Surface Water Behavior During Glaze Ice Accretion,” Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 2, 1989, pp. 140–147. <https://doi.org/10.2514/3.45735>.

17. Al-Khalil, K. M., Keith, T. G., Dewitt, K. J., Nathman, J. K., and Dietrich, D. A., “Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-Icing Systems,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 6, No. 5, 1990, pp. 628–634. <https://doi.org/10.2514/3.23264>.

18. Brown, J. M., Raghunathan, S., Watterson, J. K., Linton, A. J., and Riordon, D., “Heat Transfer Correlation for Anti-Icing Systems,” Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 1, 2002, pp. 65–70. <https://doi.org/10.2514/2.2896>.

19. Pellissier, M. P. C., Habashi, W. G., and Pueyo, A., “Optimization via FENSAP-ICE of Aircraft Hot-Air Anti-Icing Systems,” Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 1, 2011, pp. 265–276. <https://doi.org/10.2514/1.C031095>.

20. Bravin, Melissa, Strapp, J. Walter and Mason, Jeanne. An Investigation into Location and Convective Lifecycle Trends in an Ice Crystal Icing Engine Event Database. SAE 2015 International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures .SAE 2015-01-2130.

21. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила, часть 33, Нормы летной годности двигателей воздушных судов, 2018.

22. Авиационные правила, Поправка 9 к АП 25. Нормы летной годности самолётов транспортной категории, 2018.

23. Federal Aviation Regulation, Part 33 (FAR 33) - Airworthiness Standards: Aircraft Engines. 2012 г.

24. European Aviation Safety Agency. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines. CS-E Amendment 5, 2018, CS-E 780, AMC-E 780.

25. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes, CS-25, Amendment 26, 15 December 2020, Appendix P, Appendix O.

26. ADVISORY CIRCULAR AC No: 20-147A, Turbojet, Turboprop, Turboshaft, and Turbofan Engine Induction System Icing and Ice Ingestion, 22 October 2014.

27. “Icing Design Envelopes,” U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Pt. 25, Title 14, Code of Federal Regulations, Amendment 25-140, Appendix C, effective 01/05/2015.

28. “Supercooled Large Drop Icing Conditions,” U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Pt. 25, Title 14, Code of Federal Regulations, Amendment 25-140, Appendix O, effective 01/ 05/2015.

29. “Mixed Phase and Ice Crystal Icing Envelope,” U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Pt. 33, Title 14, Code of Federal Regulations, Amendment 33-34, Appendix D, effective 01/ 05/2015.

30. Joseph P. Veres, Philip C. E. Jorgenson, Scott M. Jones, Samaun Nili. Modeling of a Turbofan Engine with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, USA. Turbomachinery Technical Conference and Exposition. GT2017. June 26-30, 2017, Charlotte, NC, USA.
31. Goold, I., "Rolls-Royce Advances Toward UltraFan," Aviation International News, Midland Park, NJ, 2014, <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2014-07-14/rolls-royce-advances-toward-ultrafan> [retrieved 19 March 2018].
32. Veillard, X., Habashi, W. G., and Baruzzi, G. S., "Icing Simulation in Multistage Jet Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 6, 2011, pp. 1231–1237. <https://doi.org/10.2514/1.B34060>.
33. Lee, S., and Loth, E., "Simulation of Icing on a Cascade of Stator Blades," Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 6, 2008, pp. 1309–1316. <https://doi.org/10.2514/1.37810>.
34. Pan, H., and Render, P., "Experimental Studies into the Hail Ingestion Characteristics of Turbofan Engines," 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 1994-2956, 1994. <https://doi.org/10.2514/6.1994-2956>.
35. Render, P. M., and Pan, H., "Experimental Studies into Hail Impact Characteristics," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 6, 1995, pp. 1224–1230. <https://doi.org/10.2514/3.23961>.
36. Pan, H., and Render, P. M., "Impact Characteristics of Hailstones Simulating Ingestion by Turbofan Aeroengines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 3, 1996, pp. 457–462. <https://doi.org/10.2514/3.24057>.
37. May, R. D., Simon, D. L., and Guo, T. H., "Detection of the Impact of Ice Crystal Accretion in an Aircraft Engine Compression System During Dynamic Operation," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA Paper 2014-0270, Jan. 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0270>.
38. Struk, P., Currie, T., Wright, W. B., Knezevici, D. C., Fuleki, D., Broeren, A., Vargas, M., and Tsao, J. C., "Fundamental Ice Crystal Accretion Physics Studies," SAE Technical Papers, NASA TM-2012- 217429, May 2012. <https://doi.org/10.4271/2011-38-0018>.
39. Pan, H., and Render, P., "Experimental Studies into the Hail Ingestion Characteristics of Turbofan Engines," 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 1994-2956, 1994. <https://doi.org/10.2514/6.1994-2956>.
40. Render, P. M., and Pan, H., "Experimental Studies into Hail Impact Characteristics," Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 6, 1995, pp. 1224–1230. <https://doi.org/10.2514/3.23961>.
41. Philip C.E. Jorgenson, Joseph P. Veres, Shashwath R. Bommireddy, Samaun Nili. Analysis of the Honeywell Uncertified Research Engine (HURE) With Ice Crystal Cloud Ingestion at Simulated Altitudes: Public Version. NASA/TM-2018-220023.
42. Guy Norris, Crystal Control Software update brings full icing fight envelope clearance into view for GE-powered 787s, Aviation Week, 17–30/VIII 2015, p. 24.
43. Guy Norris. Higher Altitudes Cleared For GE-Powered 787, 747-8 In Icing. Aviation Week & Space Technology, February 27, 2015.
44. Stephen Trimble. ANALYSIS: Airlines satisfied with 787 engines despite

efficiency miss. Washington DC Source: 09:33 17 Nov 2014.

45. Guy Norris. Anti-core icing strategies emerge as FAA relaxes restrictions on GENx-powered 747-8 and 787. Aviation Week & Space Technology, March 2-15, 2015.

46. Patrick R. Veillette. High-Altitude Ice Crystal Icing Can Cause Engine Failure. Business & Commercial Aviation, February 2, 2015.

47. Jammed Stab. GE-powered 787s Getting Relief From Icing Limitations. Aviation Week & Space Technology, August 31, 2015.

48. Dennis E. Culley, Paul J. Paluszewski, William Storey, Bert J. Smith. The Case for Distributed Engine Control in Turbo-Shaft Engine Systems. NASA/TM—2009-215654.

49. Shezad Nilamdeen. Numerical Simulation of Ice Crystal Accretion Inside an Engine Core Stator. 19ICE-0120. International conference on icing of Aircraft, Engines, and Structures. June 17-21, 2019. Minneapolis.

50. Kundu, R., Prasad, J. V. R., Saxena, S., Singh, R., Breeze-Stringfellow, A., and Nakano, T., "Analysis of Stall Onset in a Multistage Axial Flow Compressor in Response to Engine Icing," AIAA Propulsion and Energy Forum 2014-50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 2014, AIAA Paper 2014-3841, July 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3841>.

51. 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.

52. Калибровочные испытания стендов для проведения испытаний авиационной техники в условиях обледенения / А.Н. Антонов, С.Б. Петров, А.В. Горячев // Тепломассообмен ММФ-2004. Тепломассообмен в двухфазных (парожидкостных) системах: Труды V Минского международного форума (24-28 мая 2004 г.), Минск, 2004 (на CD-диске).

53. Испытания противообледенительных защит (ПОЗ) авиационных двигателей на моделях / А.Н. Антонов, Н.К. Аксенов, А.В. Горячев // Авиационные технологии 2000: Тез. докл. междунар. конф. Изд-во ЦАГИ, 1997.

54. А.Н. Антонов, А.В. Горячев и др. Климатические испытания противообледенительных защит (ПОЗ) авиационных двигателей в стендовых условиях // Вестник МЭИ № 5. М.: МЭИ, 1997.

55. Расчетно-экспериментальное исследование тепломассообмена при обледенении авиационных двигателей / А.В. Горячев и др. // Тепломассообмен в двухфазных системах: Докл. / Труды IV Минского международного форума «Тепломассообмен ММФ-2000». Т. 5. Минск, 2000. С. 278-282.

56. Исследование эффектов фазовых превращений при моделировании атмосферного водного переохлажденного облака / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев и др. // Кипение, кризисы кипения, закризисный теплообмен. Испарение, конденсация: Труды второй Российской национальной конференции по теплообмену. Т. 4. М.: МЭИ, 1998.

57. Численное моделирование характеристик водовоздушного переохлажденного потока в каналах испытательных стендов / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев и др. // Тез. докл. научн. чтений по авиации, посвящ. памяти Н.Е. Жуковского. Изд-во Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е.

Жуковского, 1998.

58. Расчетно-экспериментальное исследование противообледенительных защит авиационных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев и др. // Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели: Тез. докл. XI Всерос. межвуз. научн.-техн. конф. Изд-во ГПНТБ, 2000.

59. Разработка методов расчета процессов льдообразования / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев и др. // Кипение, кризисы кипения, закритический теплообмен: Труды первой Российской национальной конференции по теплообмену. Т. 4. М.: МЭИ, 1994.

60. Исследование процесса обледенения элементов авиационных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев // Камеры сгорания и теплообмен в ГТД: Тез. докл. IV секц. отрасл. научн.-техн. конф. «Многорежимные газотурбинные двигатели» // Труды ЦИАМ № 1312. М., 1999. С. 39-40.

61. Совершенствование методов испытаний противообледенительной защиты авиационных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев // Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели: Тез. докл. X Всерос. межвуз. научн.-техн. конф. Изд-во ГПНТБ, 1996.

62. Сертификационные испытания противообледенительных систем авиационных двигателей / А.Н. Антонов, Н.К. Аксёнов, А.В. Горячев // Экспериментальное оборудование и сертификация авиационной техники: Тез. докл. междунар. конф. ЦАГИ, 1995.

63. Горячев П.А., Жердев А.А. и др. Экспериментальная отработка процесса калибровки потока, содержащего ледяные кристаллы, в обеспечение проведения сертификационных испытаний // Электронный журнал «Молодёжный научно-технический сборник». Изд. ФГБОУ ВПО «МГТУ им. Баумана». 2016. Эл. №ФС77-51038.

64. Goriachev, A., Goriachev, P. et al., «Experimental Processing of Methodical Questions of Modeling the Atmospheric Cloud Containing Ice Crystals and Mixed Phase», SAE Technical Paper 2019-01-1922, 2019, doi:10.4271/2019-01-1922.

65. Struk, P. M., Bartkus, T. P., Tsao, J. C., Currie, T., and Fuleki, D. "Ice Accretion Measurements on an Airfoil and Wedge in Mixed-Phase Conditions," SAE 2015 International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures, SAE Technical Paper 2015-01-2116, Prague, CZ, 2015.

66. Thomas C. Currie and Dan Fuleki. "Experimental Results for Ice Crystal Icing on Hemispherical and Double Wedge Geometries at Varying Mach Numbers and Wet Bulb Temperatures", 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA AVIATION Forum, (AIAA 2016-3740).

67. Particle Size Effects on Ice Crystal Accretion - Part II. Knezevici, D.C., Fuleki, D.M., Currie, T.C., and MacLeod, J.D. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. 5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference.

68. Steen, Laura-Cheri E., Robert F. Ide, and Judith F. Van Zante. An assessment of the icing blade and the SEA multi-element sensor for liquid water content calibration of the NASA GRC Icing Research Tunnel. s.l.: 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2016.

69. Горячев А.В., Горячев П.А., Горячев Д.А. Использование численного моделирования в целях обеспечения эффективной защиты авиационных двигателей большой тяги при выполнении полётов в климатических условиях ледяных кристаллов // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» Тезисы. М., МАИ. 2021.
70. Горячев А.В., Горячев П.А. и др., Расчетно-аналитическое исследование в обеспечение подтверждения эффективности защиты авиационного двигателя от воздействий дождя и шквального града. Авиационные двигатели. №4 (5). 2019.
71. Жердев А.А., Горячев А.В., Горячев П.А. и др. Математическая модель процесса фазовых превращений ледяных кристаллов при их движении внутри каналов испытательного стенда и в проточной части газотурбинного двигателя // Вестник МГТУ. 2013. Специальный выпуск № 1. Холодильная и криогенная техника. Серия «Машиностроение» М: МГТУ.
72. Горячев А.В., Горячев П.А., Горячев Д.А. Использование численных методов в целях моделирования климатических условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы, на наземном открытом стенде // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» Тезисы. М., МАИ. 2021.
73. Горячев А.В., Горячев П.А., Горячев Д.А. Использование численных методов в процессе моделирования на наземном открытом стенде процесса обледенения двигателей большой тяги при полётах в климатических условиях ледяных кристаллов // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» Тезисы. М., МАИ. 2021.
74. Knezevici, D. C., Fuleki, D., Currie, T. C., and MacLeod, J. D., “Particle Size Effects on Ice Crystal Accretion,” 4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference 2012, AIAA Paper 2012-3039, June 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3039>.
75. Currie, T. C., and Fuleki, D., “Experimental Results for Ice Crystal Icing on Hemispherical and Double Wedge Geometries at Varying Mach Numbers and Wet Bulb Temperatures,” 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2016-3740, June 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-3740>.
76. Currie, T. C., Fuleki, D., Knezevici, D. C., and MacLeod, J. D., “Altitude Scaling of Ice Crystal Accretion,” 5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2013-2677, June 2013. <https://doi.org/10.2514/6.2013-2677>.
77. Knezevici, D. C., Fuleki, D., Currie, T. C., Galeote, B., Chalmers, J., and MacLeod, J., “Particle Size Effects on Ice Crystal Accretion—Part II,” 5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2013-2676, June 2013. <https://doi.org/10.2514/6.2013-2676>.
78. Hauk, T., Roisman, I. V., and Tropea, C. D., “Investigation of the Impact Behaviour of Ice Particles,” 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2014-3046, 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3046>.
79. Al-Khalil, K., Irani, E., and Miller, D., “Mixed Phase Icing Simulation and Testing at the Cox Icing Wind Tunnel,” 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2003-903, Jan. 2003. <https://doi.org/10.2514/6.2003-903>.
80. Chalmers, J. L. Y., Wiebe, M., Neuteboom, M. O., and Davison, C. R., “Ice Crystal Environment Modular Axial Compressor Rig: Characterization of Particle Fracture and Melt Across One Rotor Using Laser Shadowgraph,” AIAA Aviation 2020 Forum (Virtual Forum), AIAA Paper 2020-2825, June 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-2825>.

81. Neuteboom, M. O., Chalmers, J. L. Y., and Davison, C. R., "Ice Crystal Environment-Modular Axial Compressor Rig: Overview of Altitude Icing Commissioning," AIAA Aviation 2020 Forum (Virtual Forum), AIAA Paper 2020-2823, June 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-2823>.
82. Bucknell, A., McGilvray, M., Gillespie, D. R. H., Jones, G., Reed, A., and Collier, B., "Experimental Studies of Ice Crystal Accretion on Axisymmetric Bodies at Aeroengine Conditions," Journal of Propulsion and Power, Vol. 36, No. 6, 2020, pp. 836–850. <https://doi.org/10.2514/1.B37635>.
83. Kott, B. C., Struk, P. M., and Bartkus, T. P., "A Study of Ice-Crystal Icing Erosion Using the Nasa Icing Research Tunnel and Propulsion Systems Laboratory," AIAA Aviation 2020 Forum (Virtual Forum), AIAA Paper 2020-2842, June 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-2842>.
84. Kintea, D. M., Schremb, M., Roisman, I. V., and Tropea, C., "Numerical Investigation of Ice Particle Accretion on Heated Surfaces with Application to Aircraft Engines," AIAA Aviation 2014 -11th AIAA/ ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA Paper 2014-2820, June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2820>.
85. Norde, E., Van Der Weide, E. T. A., and Hoeijmakers, H. W. M., "Eulerian Method for Ice Crystal Icing," AIAA Journal, Vol. 56, No. 1, 2018, pp. 222–234. <https://doi.org/10.2514/1.J056184>.
86. Industry Guidance on Means of Compliance for Engine Operation in Ice Crystal Icing. Engine Icing Working Group. Aerospace Industries Association. 2019.
87. Veres, J. P., Jorgenson, P. C. E., and 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 Paper 2016-3895, June 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-3895>.
88. Currie, Tom C., Dan Fuleki, Daniel C. Knezevici, and James D. MacLeod. Altitude Scaling of Ice Crystal Accretion. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. 5th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference 2013. AIAA 2013-2677.
89. Experimental Studies of Mixed-Phase Sticking Efficiency for Ice Crystal Accretion in Jet Engines. Currie, Tom C., D. M. Fuleki, and Ali Mahallati. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014. 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. AIAA 2014-3049.
90. Currie, T. C., Fuleki, D., and Mahallati, A., "Experimental Studies of Mixed-Phase Sticking Efficiency for Ice Crystal Accretion in Jet Engines," 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2014-3049, June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3049>.
91. Struk, P., Currie, T., Wright, W. B., Tsao, J.-C., Broeren, A., Vargas, M., Knezevici, D., and Fuleki, D., "Fundamental Ice Crystal Accretion Physics Studies," SAE-11ICE-0034, 2011.
92. Struk, P., Bartkus, T., Tsao, J. C., Currie, T., and Fuleki, D., "Ice Accretion Measurements on an Airfoil and Wedge in Mixed-Phase Conditions," Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE2015-01-2116, June 2015. <https://doi.org/10.4271/2015-01-2116>.

93. Baumert, A., Bansmer, S., Trontin, P., and Villedieu, P., "Experimental and Numerical Investigations on Aircraft Icing at Mixed Phase Conditions," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 123, 2018, pp. 957–978. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.02.008>.
94. Trontin, P., and Villedieu, P., "A Comprehensive Accretion Model for Glaciated Icing Conditions," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 108, 2018, pp. 105–123. <https://doi.org/10.1016/j.ijmultiphaseflow.2018.06.023>.
95. Struk, P. M., King, M. C., Bartkus, T. P., Tsao, J. C., Fuleki, D., Neuteboom, M., and Chalmers, J. L. Y., "Ice Crystal Icing Physics Study Using a NACA 0012 Airfoil at the National Research Council of Canada's Research Altitude Test Facility," 2018 Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2018-4224, June 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4224>.
96. Flegel, A. B., and Oliver, M. J., "Preliminary Results From a Heavily Instrumented Engine Ice Crystal Icing Test in Aground Based Altitude Test Facility," 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2016-3894, June 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-3894>.
97. Goodwin, R. V., and Dischinger, D. G., "Turbofan Ice Crystal Rollback Investigation and Preparations Leading to Inaugural Ice Crystal Engine Test at NASA PSL-3 Test Facility." " 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2014-2895, June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2895>.
98. Goodwin, R. V., "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 P.
99. Oliver, M. J., "Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center," AIAA Aviation Forum, AIAA Paper 2014-2898, June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2898>.
100. Oliver, M., "Ice Crystal Icing Engine Testing in the NASA Glenn Research Center's Propulsion Systems Laboratory: Altitude Investigation," *SAE International Journal of Aerospace*, Vol. 8, No. 1, 2015. <https://doi.org/10.4271/2015-01-2156>.
101. Интересен SaM собой... Двигатель SaM146. | АВИАЦИЯ, ПОНЯТНАЯ ВСЕМ. (avia-simply.ru).
102. Открытый испытательный стенд "Полуево" (wikimapia.org).
103. Aircraft Engine Testing - Hailstorm Ingestion - YouTube.
104. Peebles Test Operation Celebrates 60 Years: Opens New \$40 Million Indoor Test Facility – YouTube.
105. ANSYS FENSAP-ICE User Manual, Release 19.2, August 2018.
106. Currie, T. C., Struk, P. M., Tsao, J. C., Fuleki, D., and Knezevici, D. C., "Fundamental Study of Mixed-Phase Icing with Application to Ice Crystal Accretion in Aircraft Jet Engines," 4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA Paper 2012-3035, June 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3035>.
107. Гельмедов Ф.Ш., Горячев А.В., Горячева Н.Е., Ланшин А.И., Павлюков Е.В., Петров С.Б., Харламов А.В., Чиванов С.В. Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ТРДД // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. № 7(54).

Харьков: ХАИ. С. 133–138.

108. Joseph P. Veres. Axial and Centrifugal Compressor Mean Line Flow Analysis Method. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM—2009-215585.

109. GEnx | Weather Proof | Aircraft Engine Testing - YouTube.

110. Veres, J., Jones, S., and Jorgenson, P., "Performance Modeling of Honeywell Turbofan Engine Tested with Ice Crystal Ingestion in the NASA Propulsion System Laboratory," SAE Technical Paper 2015-01-2133, 2015, doi:10.4271/2015-01-2133.

111. Philip C. E. Jorgenson and Joseph P. Veres. Modeling Commercial Turbofan Engine Icing Risk With Ice Crystal Ingestion. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM—2013-218097.

112. Philip C. E. Jorgenson, Joseph P. Veres, and Ryan Coennen. Modeling of Commercial Turbofan Engine With Ice Crystal Ingestion: Follow-On. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM —2014-218496.

113. Philip C. E. Jorgenson and Joseph P. Veres, William B. Wright, Peter M. Struk. A Model to Assess the Risk of Ice Accretion Due to Ice Crystal Ingestion in a Turbofan Engine and its Effects on Performance. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM —2013-218094.

114. Joseph P. Veres, Philip C.E. Jorgenson, and Scott M. Jones. Modeling the Deterioration of Engine and Low Pressure Compressor Performance During a Roll Back Event Due to Ice Accretion. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM—2014-218495.

115. 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.

116. Bartkus, T. P., Tsao, J. C., Struk, P. M., Van Zante, J. F., "Numerical Analysis of Mixed-Phase Icing Cloud Simulations in the NASA Propulsion Systems Laboratory," 8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 13-17 June, 2016, Washington D.C., AIAA.

117. Каджардузов П.А., Эзрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов // Авиационные двигатели №1 (2), 2019.

118. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифонов М.Е. Оценка ухудшения характеристик ГТД при кристаллическом обледенении и возможностей его компенсации методами управления // Авиационные двигатели №3 (4), 2019.

119. Gurevich O., Smetanin S., Trifonov M. Analysis of the Impact of Control Methods on Turbofan Performance in Ice Crystal Conditions // Proc. of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, AIAA 2020-3682, 2020.

120. GE90-115B Gas Turbine Jet Engine Testing & Evaluation - YouTube

121. Жердев А.А., Горячев А.В., Горячев П.А. и др. Использование электрообогрева для защиты входных элементов двигателя от обледенения // Известия ВУЗОВ. №11 [656] 2014. Серия «Машиностроение». М: МГТУ.

122. Mason, J. G., Chow, P., and Riley, J., "Engine Ice Crystal Icing Technology Plan with Research Needs," FAA Rept. DOT/FAA/TC20/34, Sept. 2020, pp. 1–55.

123. Ice Crystal Accretion Test Rig Development for a Compressor Transition Duct. Fuleki, Dan M., and Jim D. MacLeod. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics,

2010. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference.

124. An Initial Study of the Fundamentals of Ice Crystal Icing Physics in the NASA Propulsion Systems Laboratory. Struk, Peter M., et al. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017. doi:10.2514/6.2017-4242.

125. Struk, P. M., Agui, J., Ratvasky, T., King, M., Bartkus, T., and Tsao, J. C., “Ice-Crystal Icing Accretion Studies at the NASA Propulsion Systems Laboratory,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2019-01-1921, June 2019. <https://doi.org/10.4271/2019-01-1921>.

126. Chen, Y., Fu, L., and Dong, W., “Novel Cohesive/Adhesive Ice Shedding Model for Spinner Cone,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 3, 2018, pp. 647–659. <https://doi.org/10.2514/1.B36289>.

127. Jorgenson, P. C. E., Veres, J. P., Wright, W. B., and May, R. D., “Engine Icing Modeling and Simulation (Part I): Ice Crystal Accretion on Compression System Components and Modeling Its Effects on Engine Performance,” Society of Automotive Engineers Technical Papers, SAE 2011-38-0025, June 2011. <https://doi.org/10.4271/2011-38-0025>.

128. Venkataramani, K. S., Mallina, R. V., Shamara, P. A., and Oliver, M. J., “Dynamics of Icing in Aircraft Engines,” Collection of Technical Papers—45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2007-905, Jan. 2007. <https://doi.org/10.2514/6.2007-905>.

129. Philip C.E. Jorgenson, Joseph P. Veres, Shashwath R. Bommireddy, and Samaun Nili. Analysis of the Honeywell Uncertified Research Engine (HURE) With Ice Crystal Cloud Ingestion at Simulated Altitudes: Public Version. Glenn Research Center, Cleveland, Ohio. NASA/TM—2018-220023.

3 Термины и определения

Термины и определения, используемые в данных методических рекомендациях, представлены в таблице Таблица 1.

Таблица 1 – Термины и определения, используемые в данных методических рекомендациях

Термин	Определение
Формирование льда	Образование льда в результате удара переохлажденных капель в поверхности силовой установки классифицируется следующим образом:
Циклические срывы льда	Период времени, требуемый для нарастания и затем сброса льда на поверхности силовой установки при заданной мощности и условиях обледенения. Цикл сброса может быть определен визуально (например, с помощью высокоскоростных камер) и контрольно-измерительным оборудованием двигателя (датчиками вибраций, датчиками температуры, датчиками давления, датчиками частоты вращения и др.). Для вращающихся поверхностей, таких как рабочие лопасти вентилятора, на цикл сброса сильно влияют частота вращения ротора и адгезионная прочность льда на поверхности. В общем случае адгезионная прочность увеличивается при понижении температуры поверхности.
Условия обледенения	Наличие переохлажденных капель жидкой воды и/или ледяных кристаллов при низкой температуре окружающего воздуха, приводящее к обледенению летательного аппарата.
Водность	Массовое содержание жидкой воды в кубометре воздуха.
Содержание воды в виде кристаллов	Массовое содержание воды в виде кристаллов в кубометре воздуха.
Полное содержание воды	Массовое содержание воды в виде жидких капель и в виде кристаллов в кубометре воздуха.
Медианный диаметр	Диаметр капли, который делит полный объем воды, присутствующий в распределении капель пополам (то есть, половина объема воды находится в более крупных каплях и половина воды находится в более мелких каплях).
Среднемассовый диаметр	Диаметр частицы, приведенный к сфере, который делит полный объем воды, присутствующий в распределении частиц пополам (то есть, половина объема воды находится в более крупных частицах и половина воды находится в более мелких частицах).

4 Сокращения и обозначения

Термины и определения, используемые в данных методических рекомендациях, представлены в таблице Таблица 2.

Таблица 2 – Термины и определения, используемые в данных методических рекомендациях

Сокращение и обозначение	Значение
АП-33	Авиационные правила. Часть 33
ТБК	Термобарокамера
FAR-33	Federal Aviation Rules. Part 33 (<i>англ.</i>) – Федеральные авиационные правила. Часть 33
FAA	Federal Aviation Agency – Федеральное Авиационное Агентство
EASA	European Aviation Safety Agency – Европейское Агентство Авиационной Безопасности
AC	Advisory Circular (<i>англ.</i>) – Рекомендательный Циркуляр
CS-E	Certification Specification for Engines (<i>англ.</i>) – Инструкция к сертификации двигателей
AMC	Acceptable Means of Compliance (<i>англ.</i>) – Допустимые методы установления соответствия
CPA	Critical Point Analys (<i>англ.</i>) - анализ критических точек
ICI	Ice crystal icing (<i>англ.</i>) - обледенение в условиях ледяных кристаллов
LWC	Liquid water content (<i>англ.</i>) - водность (г/м ³)
IWC	Ice water content (<i>англ.</i>) - содержание воды в виде кристаллов (г/м ³)
TWC	Total water content (<i>англ.</i>) – полное содержание воды (г/м ³)
MMD	Median mass diameter (<i>англ.</i>) - средне-массовый диаметр, мкм
MVD	Median volume diameter (<i>англ.</i>) – средний объемный диаметр, мкм
PSD	Particle size distribution (<i>англ.</i>) – распределение частиц по размеру
RH	Relative humidity(<i>англ.</i>) – относительная влажность
SWD	Supercooled Water Droplets (<i>англ.</i>) – капли переохлажденной воды
TAT	Total air temperature (<i>англ.</i>) – полная температура воздуха
TWB	Wet-bulb Temperature (<i>англ.</i>) – температура мокрого термометра

5 Формулировки основного и связанных параграфов отечественных норм летной годности

5.1 АП-33.68. Работа в условиях обледенения

Двигатель при работе с любыми видами защиты от обледенения должен:

(а) Работать в диапазоне полетных мощностей или тяг, включая достигаемые в полете минимальные частоты вращения ротора на малом газе при снижении воздушного судна, в условиях обледенения, определяемых для турбореактивных, турбовентиляторных и турбовинтовых двигателей в Приложениях С и О к АП-25 с Поправкой 9 и Приложении D к АП-33 и для турбовальных двигателей в Приложении С к АП-29, без накопления льда на деталях двигателя, которое:

(1) неблагоприятно влияет на работу или вызывает недопустимое длительное снижение мощности или тяги или повышение температуры газа выше допустимой, указанной в Руководстве по эксплуатации, или повышение вибраций двигателя более величины, указанной в Руководстве по эксплуатации;

(2) приводит к неприемлемой кратковременной потере мощности или тяги, или недопустимому механическому повреждению двигателя;

(3) вызывает срыв потока, помпаж или срыв пламени или потерю управляемости двигателя. Заявителю следует учесть влияние скоростного напора в полете в любом расчете критических условий обледенения и демонстрации испытаниями этих полетных условий.

.....
(e*) Демонстрировать испытанием, расчетом или комбинацией того и другого приемлемую работу турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей в условиях смешанной фазы и условиях обледенения при кристаллическом льде в пределах Приложения D настоящих норм, в диапазоне полетной мощности или тяги, включая минимальные частоты вращения малого газа во время снижения.

5.2 Приложение D – Область обледенения при смешанной фазе и при кристаллах льда (мощные конвективные облака)

Область обледенения при кристаллах льда изображена на рисунке D.1 данного Приложения.

Внутри области полное содержание воды (ПСВ) в г/м³ определялось на основе адиабатического понижения, обусловленного конвективным забросом 90 % относительной влажности воздуха с уровня моря до больших высот и приведением с коэффициентом 0,65 к длине стандартного облака в 17,4 морских миль. Рисунок D.2 данного Приложения демонстрирует ПСВ для этой дистанции в диапазоне внешней температуры в пределах границ области кристаллов льда, указанных на рисунке D.1 данного Приложения.

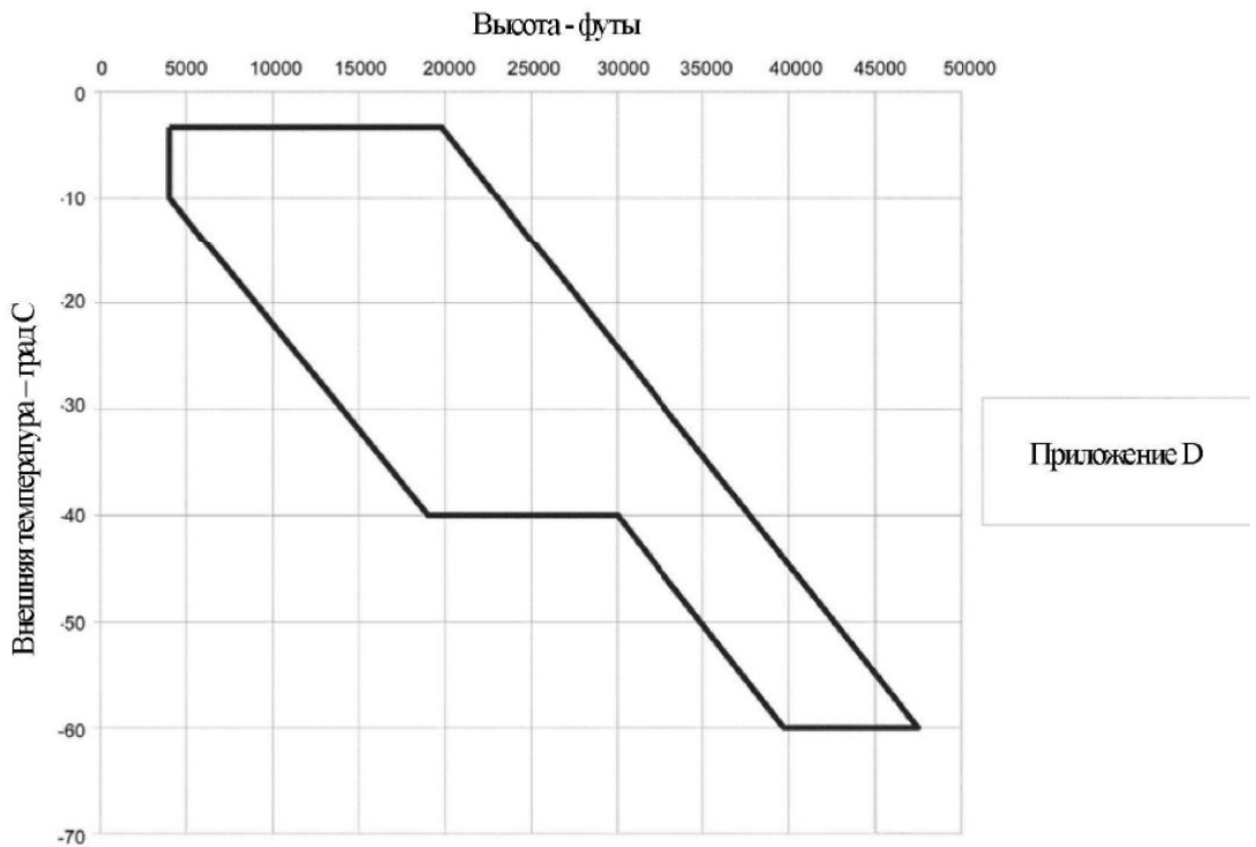


Рисунок D.1 - Область обледенения при кристаллах льда

Обозначения: внешняя температура

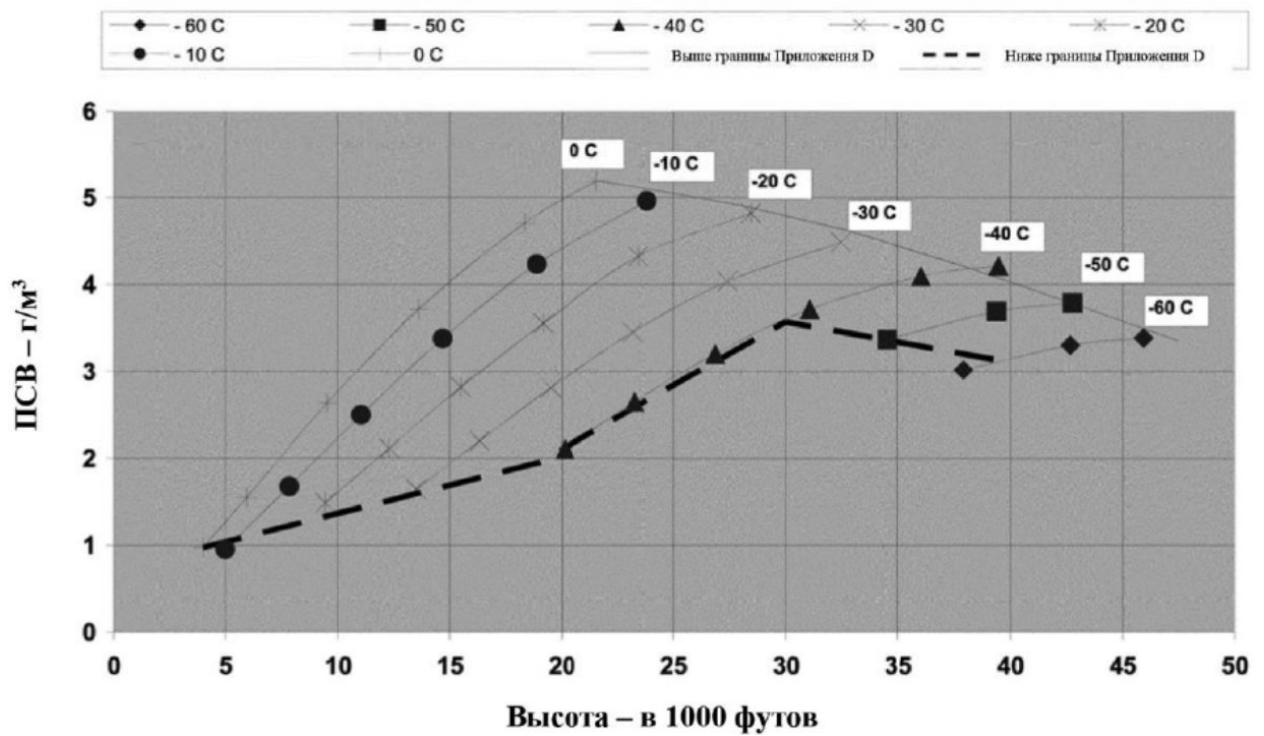


Рисунок D.2 – Полное содержание воды

Уровни ПСВ: стандартная длина воздействия в 17,4 морских миль (масштабировано из адиабатического понижения от уровня моря на уровне 90 % относительной влажности).

Диапазон медианного массового размера кристалла льда составляет 50 200 микрон (эквивалентный сферический размер) на основе измерений около центров конвективных штормов.

ПСВ может рассматриваться как полностью превращенное в лед (кристалл льда), за исключением отмеченного в табл. D.1 данного Приложения.

Уровни ПСВ, показанные на рис. D.2 данного Приложения, представляют величины ПСВ для воздействия стандартной протяженности (длина горизонтального облака) в 17,4 морских мили, которые должны быть скорректированы с протяженностью воздействия обледенения.

Таблица D.1 – Часть переохлаждённой жидкости в ПСВ

Диапазон температур, °C	Длина горизонтального облака, морские мили	LWC, г/м ³
0 до -20	≤ 50	£ 1,0
0 до -20	Неограниченная	£ 0,5
<-20		0

Коэффициент масштабирования ПСВ по протяжённости

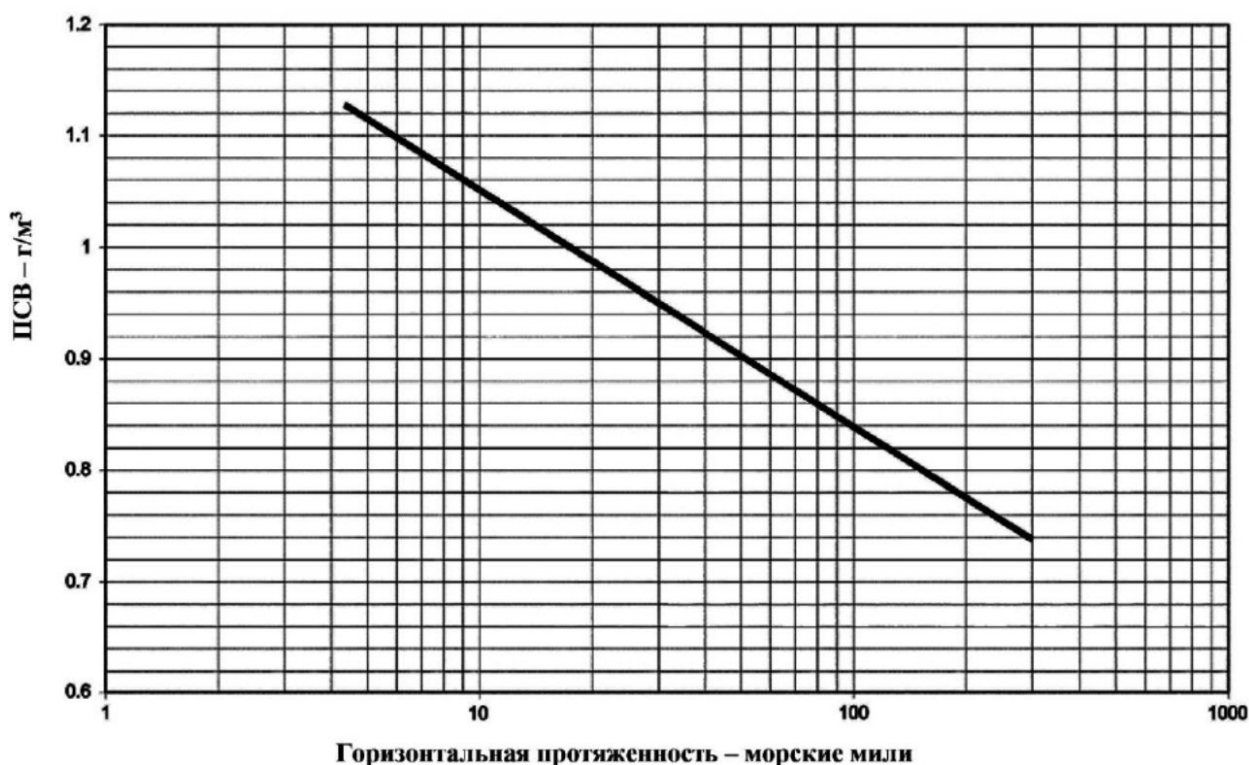


Рисунок D.3 – Влияние протяжённости воздействия ПСВ «Высотные условия по кристаллам льда»

6 Формулировки основного и связанных параграфов зарубежных Норм летной годности

FAR-33.68. Работа в условиях обледенения

Двигатель при работе с любыми видами защиты от обледенения должен:

(а) Работать в диапазоне полетных мощностей или тяг, включая достигаемые в полете минимальные частоты вращения ротора на малом газе при снижении воздушного судна, в условиях обледенения, определяемых для турбореактивных, турбовентиляторных и турбовинтовых двигателей в Приложениях С и О к FAR-25 и Приложении D к FAR-33 и для турбовальных двигателей в Приложении С к FAR-29, без накопления льда на деталях двигателя, которое:

(1) неблагоприятно влияет на работу или вызывает недопустимое длительное снижение мощности или тяги или повышение температуры газа выше допустимой, указанной в Руководстве по эксплуатации, или повышение вибраций двигателя более величины, указанной в Руководстве по эксплуатации;

(2) приводит к неприемлемой кратковременной потере мощности или тяги, или недопустимому механическому повреждению двигателя;

(3) вызывает срыв потока, помпаж или срыв пламени или потерю управляемости двигателя. Заявителю следует учесть влияния скоростного напора в полете в любом расчете критических условий обледенения и демонстрации испытаниями этих полетных условий.

.....
(e*) Демонстрировать испытанием, расчетом или комбинацией того и другого приемлемую работу турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей в условиях смешанной фазы и условиях обледенения при кристаллическом льде в пределах Приложения D настоящих норм, в диапазоне полетной мощности или тяги, включая минимальные частоты вращения малого газа во время снижения.

ПРИЛОЖЕНИЕ D — ОБЛАСТЬ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ СМЕШАННОЙ ФАЗЕ И ПРИ КРИСТАЛЛАХ ЛЬДА (МОЩНЫЕ КОНВЕКТИВНЫЕ ОБЛАКА)

Область обледенения при кристаллах льда изображена на рис. D1 данного Приложения

Внутри области полное содержание воды (ПСВ) в г/м³ определялось на основе адиабатического понижения, обусловленного конвективным забросом 90 % относительной влажности воздуха с уровня моря до больших высот, и приведением с коэффициентом 0,65 к длине стандартного облака в 17,4 морских миль. Рис. D2 данного Приложения демонстрирует ПСВ для этой дистанции в диапазоне внешней температуры в пределах границ области кристаллов льда, указанных на рис. D1 данного Приложения.

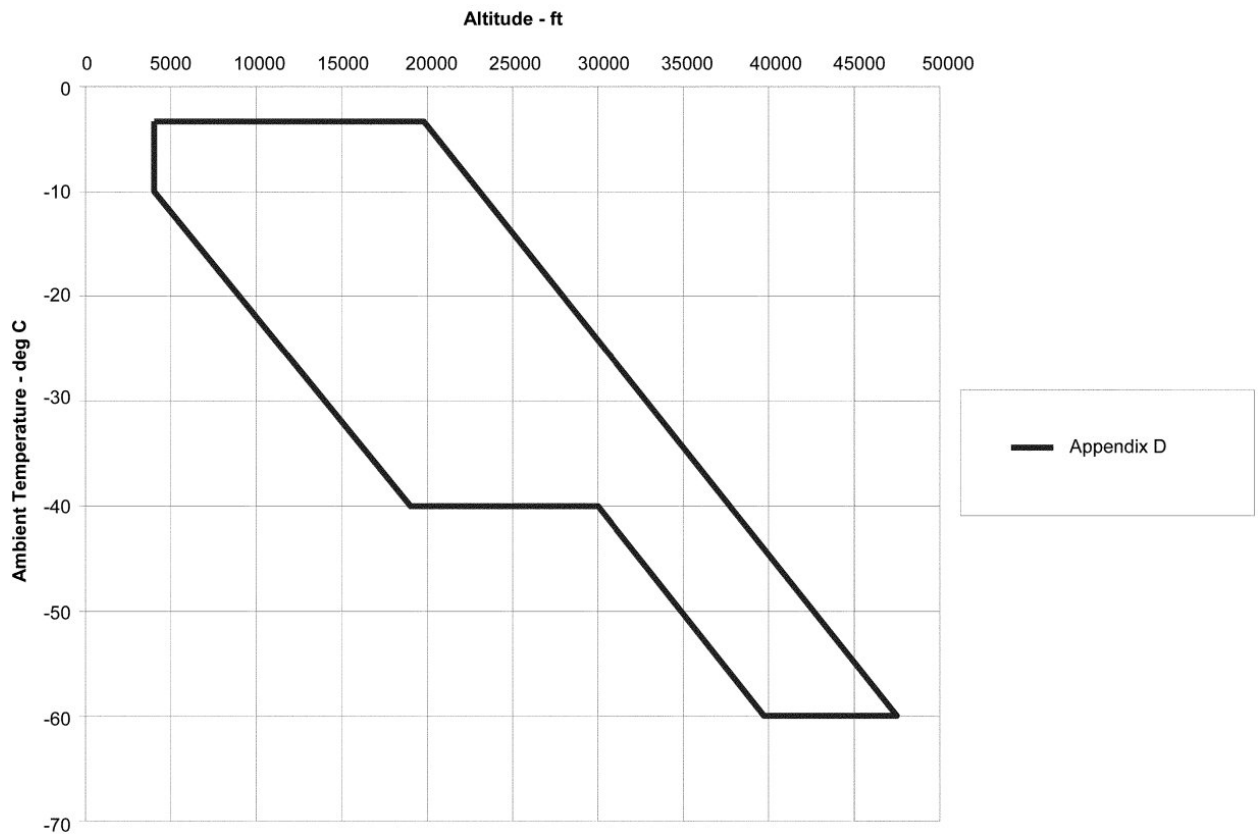


Рисунок D.1 – огибающая условий конвективных облаков, содержащих ледяные кристаллы

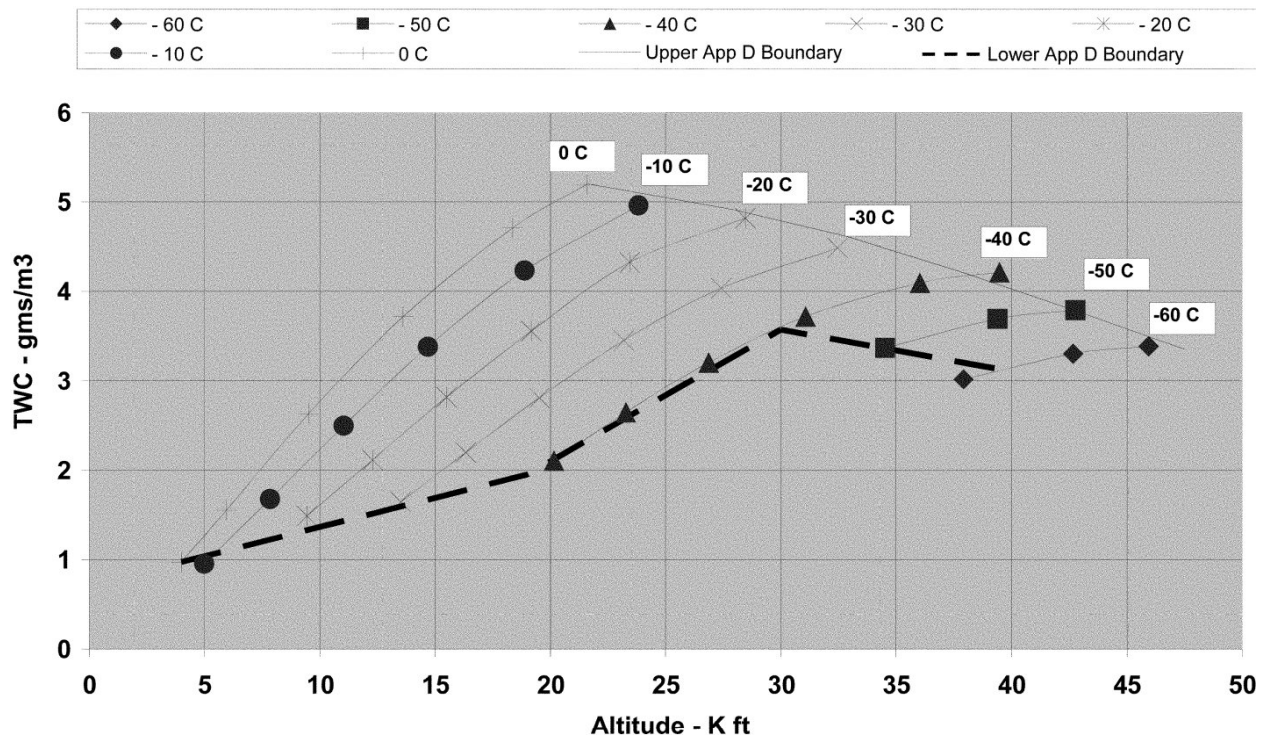


Рисунок D.2 – полное содержание воды Total water content

Уровни TWC: стандартная длина воздействия в 17,4 морских миль (масштабировано из адиабатического понижения от уровня моря на уровне 90 % относительной влажности)

Диапазон медианного массового размера кристалла льда составляет 50 200 микрон (эквивалентный сферический размер) на основе измерений около центров конвективных штормов.

TWC может рассматриваться как полностью превращенное в лед (кристалл льда), за исключением отмеченного в табл. D.2 данного Приложения.

Уровни TWC, показанные на рис. D2 данного Приложения, представляют величины TWC для воздействия стандартной протяженности (длина горизонтального облака) в 17,4 морских мили, которые должны быть скорректированы с протяженностью воздействия обледенения.

Таблица D.2 – Часть переохлажденной жидкости в TWC

Диапазон температур, °C	Длина горизонтального облака, Морские мили	LWC, г/м ³
0 до -20	≤ 50	£ 1,0
0 до -20	Неограниченная	£ 0,5
<-20		0

Коэффициент масштабирования TWC по протяженности

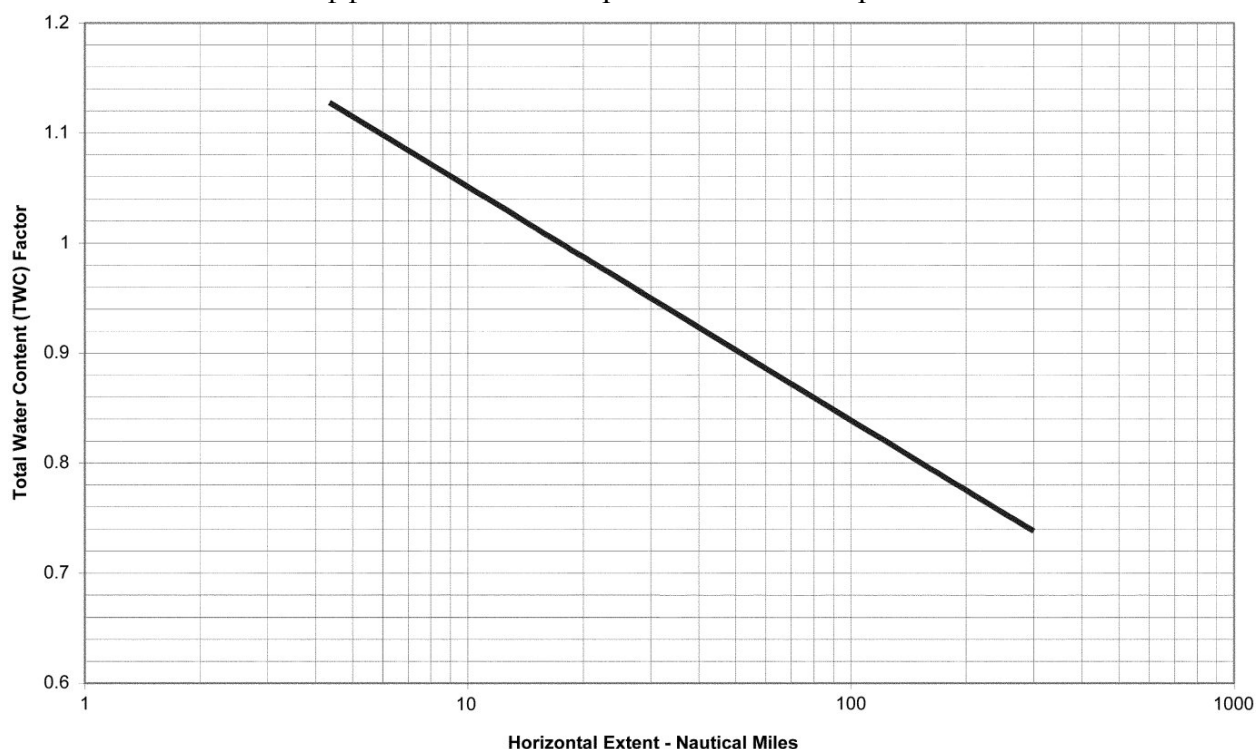


Рисунок D.3 – Влияние протяженности воздействия по TWC
Высотные условия по кристаллам льда

CS-E 780 Испытания в условиях обледенения (См. АМС Е 780)

(а) Должно быть установлено путем испытаний, если только не имеется других приемлемых доказательств, что двигатель будет удовлетворительно функционировать в условиях атмосферного обледенения (включая обледеняющий туман «freezing fog» на земле) и при свободно падающем и задуваемом ветром снеге, указанных в

сертификационных требованиях, применимых к ВС, на котором должен быть установлен этот двигатель, как определено в CS-E 20 (b), без недопустимых:

- (1) мгновенного или последующего ухудшения характеристик двигателя;
- (2) повышения рабочих температур двигателя;
- (3) ухудшения характеристик управляемости двигателя;
- (4) механического повреждения.

(b) (Зарезервирован).

(c) При демонстрации соответствий требованиям CS-E 780 все отборы воздуха и механические отборы мощности от двигателя, разрешенные в условиях обледенения, должны проводиться на уровне, который считается наиболее критическим. Также должно быть установлено, что другое возможное использование отбора воздуха или механического отбора мощности не приводит к неправильному функционированию двигателя.

(d) (Зарезервирован).

(e) При подтверждении соответствия требованиям CS-E 780 должны приниматься во внимание условия, связанные с соответствующей силовой установкой.

(f) Если после испытаний обнаружено значительное повреждение, могут потребоваться дополнительные испытания или другие доказательства, чтобы показать, что последующие отказы маловероятны.

(g) При наличии защитного устройства соответствие двигателя требованиям данного CS-E 780 должно производиться с установленным защитным устройством, если не требуется, чтобы в условиях обледенения защитное устройство было убрано, и в этом случае должно быть установлено, что немедленная уборка защитного устройства после соответствующего периода задержки не затруднена.

АМС Е 780 Условия обледенения (Поправка 4)

(3) Условия смешанной фазы/ кристаллов льда

Этот пункт предусмотрен для сертификации ГТД, устанавливаемых на ВС, которое эксплуатируется в условиях обледенения смешанной фазы и кристаллов льда, указанных в сертификационных требованиях.

При отсутствии утвержденной полномасштабной наземной испытательной установки для условий обледенения смешанной фазы и кристаллов льда соответствие должно основываться на летных испытаниях и/или анализе/расчете (при необходимости подтвержденном испытаниями двигателя/компонентов).

(a) Конструктивные меры предосторожности

Заявителю следует показать, что предприняты соответствующие конструктивные меры предосторожности для уменьшения подверженности двигателя накоплению кристаллов льда/образованию смешанной фазы.

Кроме того, при расчете необходимо определить другие особенности или места, где нельзя исключить накопления льда. Ниже приведены конструктивные особенности, которые могут увеличить эту подверженность, но не следует ограничиваться ими:

- (i) точки застоя, которые могли бы способствовать повышению возможности наращивания;

- (ii) открытый вход в газогенератор (в противоположность скрытому газогенератору);
- (iii) высокие скорости разворота на входе, в прочной части бустера и газогенератора (особенно сложные элементы разворота);
- (iv) выступы внутрь проточной части газогенератора (например, кромки створок перепуска/отбора воздуха и датчики измерения);
- (v) необогреваемые поверхности на бустере и передних ступенях газогенератора;
- (vi) узкое пространство по периферии между статорными лопатками, ведущее к небольшому гидравлическому диаметру прохода в статор;
- (vii) регулируемые статорные лопатки изменяемой геометрии, на которых может нарастать и отваливаться лед при вращении;
- (viii) возможность отвода отборов и
- (ix) сползание назад льда, образованного вниз по потоку внутренних обогреваемых поверхностей двигателя.

(b) Сравнительный анализ

Если имеется опыт эксплуатации сравниваемых конструкций двигателя, заявителю следует проводить сравнительный анализ предыдущих конструкций и новой конструкции в условиях обледенения смешанной фазы/кристаллов льда. При анализе необходимо сравнивать конструктивные особенности и эксплуатационные факторы.

Когда анализ согласно указанному выше п. (a) устанавливает возможность накопления льда из-за особенностей конструкции, то заявителю следует провести анализ для рассмотрения опыта эксплуатации сравниваемых конструкций двигателя для определения любых свидетельств, показывающих чувствительность к накоплению льда смешанной фазы/кристаллов льда.

Заявитель может показать, что установленная возможная чувствительность к накоплению льда является приемлемой на основе положительного опыта эксплуатации, продемонстрированного на сравниваемой конструкции двигателя. Положительный опыт эксплуатации означает отсутствие любых событий, ведущих к неправильному функционированию двигателя или недопустимому повреждению, вызванному условиями обледенения смешанной фазы или кристаллами льда. Для подтверждения данных, полученных на двигателе сравнимой конструкции, заявителю следует продемонстрировать, что конструктивная особенность на новой конструкции подобна со всех точек зрения.

Если на сравниваемой конструкции двигателя имели место «полевые» события, которые, как установлено, были вызваны условиями обледенения смешанной фазы или кристаллами льда, то анализ должен показать, что на новой конструкции были предприняты соответствующие меры по рассмотрению этих событий, что отразилось на допустимой эксплуатации двигателя. Приемлемая эксплуатация включает отсутствие крена, прекращения вращения, срыва потока, срыва пламени и недопустимое повреждение лопаток компрессора.

(c) Новые конструктивные особенности

Если анализ, проведенный согласно вышеизложенному п. (a) устанавливает возможность накопления льда из-за конструктивных новшеств, для которых нельзя

провести сравнительный анализ, то дополнительные испытания должны проводиться для установления удовлетворительной работы.

7 Рекомендации по подтверждению эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы

7.1 Вводные замечания

Воздействие на авиационный двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов является серьёзной угрозой безопасности полётов, а требования по подтверждению эффективности противообледенительной защиты (ПОЗ) двигателя от воздействия указанных условий включены во многие нормативные документы [21 – 29]. В Приложении В описаны риски, связанные с воздействием на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов. При этом указывается, что в настоящее время отсутствуют экспериментальные стенды для выполнения испытаний полноразмерных двигателей в искусственных условиях ледяных кристаллов и смешанной фазы. В сложившихся условиях нормативные документы [24, 26] допускают в процессе подтверждения эффективности защиты двигателя от указанных климатических воздействий использование результатов лётных испытаний и/или анализов/ расчётов (при необходимости подтвержденных испытаниями двигателя/компонентов). При этом, в разделе 9 г (4) документа [26] указывается, что используемые вычислительные инструменты должны быть откалиброваны или путём выполнения калибровочных испытаний на установке или измерениями, выполняемыми в процессе испытаний двигателя.

Таким образом, для осуществления процесса сертификации авиационных двигателей на полёты в условиях обледенения необходимо наличие расчётных методов нарастания льда в проточной части двигателя в условиях воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов и смеси фаз, а также, методов экспериментального подтверждения эффективности ПОЗ и валидации расчётных моделей (включая лётные, модельные испытания и испытания полноразмерного двигателя).

В настоящих Методических указаниях изложены физические основы процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов (Приложение А) и предложен комплекс методических подходов (включая как расчётные, так и экспериментальные методы), позволяющих продемонстрировать эффективность защиты двигателя от воздействия условий ледяных кристаллов (условия окружающей среды, соответствующие Приложению D к АП-33 редакции 2018 года [21]).

В приложении Б описаны основы, необходимые для понимания физических процессов, протекающих в авиационном двигателе при воздействии на него условий ледяных кристаллов и полезные для моделирования процесса обледенения как расчётного, так и экспериментального.

Предложены методические подходы к расчётному и экспериментальному моделированию нарастания льда на элементах проточной части авиационного двигателя и способы верификации, а также представлены варианты валидации и верификации расчётных моделей.

Предложенные расчётные модели позволяют определить распределения нарастания льда на элементах проточной части двигателя (с учётом локализации образования ледяных наростов и массовой скорости их нарастания) во всей области огибающей условий обледенения. Данные, получаемые в результате расчётного анализа,

позволяют выполнить обоснование критической точки из области огибающей условий обледенения.

Особое внимание уделено экспериментальной демонстрации эффективности ПОЗ двигателя с использованием имеющегося в авиационной промышленности испытательного оборудования.

Предложен методический подход к моделированию воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов путём выполнения испытаний двигателя на наземном стенде, с использованием оборудования для моделирования условий шквального града и в диапазоне температур наружного воздуха, реально достижимых в условиях наземного открытого стенда. При моделировании стендовых условий обледенения используется указанная выше расчётная модель двигателя, позволяющая выбрать условия наземных испытаний таким образом, чтобы получить нарастание льда на элементах проточной части двигателя аналогичное (по локализации ледяных наростов и скорости их нарастания) нарастанию льда, реализующемуся в условиях полёта.

Показана возможность моделирования воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов с использованием стендового оборудования, применяемого для моделирования шквального града. Предложен перечень параметров и способы регулировки стендового оборудования, применяемого для моделирования шквального града, с целью максимального приближения условий модельных испытаний к реальным полётным условиям.

Предложены способы обеспечения работы противообледенительной системы (ПОС) двигателя и методические подходы к экспериментальной оценке эффективности ПОЗ двигателя от воздействия ледяных кристаллов путём выполнения испытаний на наземном открытом испытательном стенде. Выработаны критерии успешности при выполнении испытаний.

7.2 Подходы к подтверждению нормативных требований, изложенные в зарубежных документах

В приложении А изложен обзор подходов к подтверждению нормативных требований, изложенных в зарубежных документах. Основные выводы, следующие из обзора, перечислены ниже.

1. Допустимость использования расчётных методов в процессе подтверждения соответствия эффективности ПОЗ двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов.
2. Необходимость использования расчётных моделей при выполнении анализа критических точек.
3. Необходимость валидации используемых расчётных моделей.
4. Допустимость использования в процессе валидации результатов различных испытаний: лётных испытаний, испытаний полноразмерного двигателя и/или его элементов, модельных испытаний.
5. Допустимость моделирования атмосферного обледенительного облака с использованием иных физических принципов, например, облака жидких капель (при наличии корректного физического обоснования предлагаемой замены).

7.3 Общие подходы к подтверждению норм

В соответствии с требованием нормативных документов на сертификацию представляется двигатель типовой конструкции. Документ АП-21 определяет Типовую конструкцию следующим образом.

АП-21.2. Типовая конструкция – конструкция образца авиационной техники, отраженная в его конструкторской и эксплуатационной документации, одобренная в соответствии с процедурами настоящих Правил и удостоверенная Сертификатом типа.

АП-21.11. Типовая конструкция образца авиационной техники (а) Типовую конструкцию образца определяет следующая документация, уточненная по результатам сертификационных работ и оформленная в установленном порядке:

(1) конструкторская документация, состоящая из чертежей и спецификаций на бумажных или электронных носителях (включая перечни этих чертежей и спецификаций), а также Технические условия на изделие;

(2) эксплуатационная документация образца.

Типовая конструкция двигателя включает все элементы двигателя: компрессор, камеру сгорания, входное устройство, маслосистему, топливную систему, систему автоматического управления, и др. На сертификацию представляется двигатель типовой конструкции и изменение характеристик и конструкций элементов в процессе сертификации не допускается.

В силу этого, ещё на этапе закладки двигателя должны быть выполнены работы по обеспечению надёжной работы всех систем двигателя во всём диапазоне ожидаемых условий эксплуатации, включая климатические воздействия. На заключительном этапе создания двигателя, в процессе сертификации, выполняется проверка соответствия всех элементов двигателя требованиям пунктов АП и, при необходимости, выполняется корректировка конструкций и характеристик отдельных элементов с внесением соответствующих изменений в типовую конструкцию.

Исходя из требований Авиационных Правил, в процессе сертификации надёжность работы каждого из элементов типовой конструкции должна быть подтверждена заранее (до подтверждения эффективности защиты от климатического воздействия) и для каждого элемента обеспечено соответствие требованиям пунктов АП. В процессе подтверждения эффективности противообледенительной защиты двигателя требованиям АП-33.68 предполагается, что работа каждого из элементов типовой конструкции двигателя уже прошла проверку и отвечает требованиям соответствующих пунктов Авиационных правил.

Таким образом, в процессе подтверждения требований документа АП-33.68 проверяется реакция двигателя типовой конструкции (включая все его элементы и системы: компрессор, камеру сгорания, входное устройство, маслосистему, топливную систему, систему автоматического управления, и др.) на климатическое воздействие и должно быть продемонстрировано, что это воздействие не приведёт к недопустимым изменениям в работе двигателя и всех его систем.

Основным требованием нормативного документа АП-33.68 является предотвращение недопустимых негативных последствий в работе двигателя вследствие

чрезмерного нарастания льда на элементах проточной части компрессора. При этом рассматриваются следующие негативные последствия:

- недопустимое снижение мощности или тяги [3, 4, 29, 30, 31 – 40],
- недопустимое повышение температуры газа за турбиной,
- недопустимое повышение вибраций двигателя [126],
- недопустимые механические повреждения двигателя [41 – 49],
- помпаж, срыв потока [35, 36, 37],
- срыв пламени [39, 40, 32, 34 – 36, 50, 127, 128],
- потеря управляемости двигателя.

Следуя требованиям нормативных документов, для подтверждения эффективности защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов необходимо:

- 1) Выполнить анализ критических точек в границах огибающей (при всех возможных сочетаниях режимов работы двигателя и нормированных условий обледенения). Критерием критичности точки является максимальное накопление льда на тех элементах двигателя, обледенение которых может привести к наиболее неблагоприятным последствиям.

При выполнении анализов следует учитывать, что в условиях реальной длительности полёта через атмосферное облако, величины льдообразований, образующихся на элементах компрессора, могут быть очень значительными, что может привести либо к блокированию проточной части, либо к срывам крупных кусков льда. В обоих перечисленных случаях с большой степенью вероятности возникнут неблагоприятные последствия для работы двигателя: либо останов двигателя, либо помпаж, либо недопустимые повреждения лопаток компрессора. Для предотвращения негативных последствий и обеспечения эффективной защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов необходимо обеспечить, чтобы удаление льда с элементов проточной части компрессора происходило циклически. Циклические срывы льда должны быть либо самопроизвольными, либо цикличность срывов должна быть обеспечена с использованием специальных конструктивных мероприятий на двигателе. При этом массогабаритные характеристики удаляемых кусков льда не должны превосходить величин, при которых могут возникнуть недопустимые повреждения рабочих лопаток компрессора.

Таким образом, если обеспечена цикличность срывов льда, то в процессе выполнения СРА, в качестве критерия критичности точки следует рассматривать не суммарную массу льда, накопившегося в продолжение полёта через атмосферное облако, а величину массовой скорости роста льда.

- 2) Продемонстрировать отсутствие недопустимых указанных выше негативных последствий в работе двигателя вследствие нарастания льда на элементах проточной части компрессора для каждой критической точки.

Согласно требованиям нормативных документов, демонстрация может основываться на летных испытаниях и/или анализе/расчете (при необходимости подтвержденном испытаниями двигателя/компонентов). В соответствии с указанными требованиями рекомендуются следующие варианты подтверждения эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов:

- экспериментальный метод,

- расчётно-аналитический метод,
- расчётно-экспериментальный метод.

Далее рассмотрим возможности использования каждого из перечисленных методов.

7.3.1 Экспериментальный метод

На рисунке Рисунок 1 представлена блок-схема метода экспериментальной демонстрации эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов.

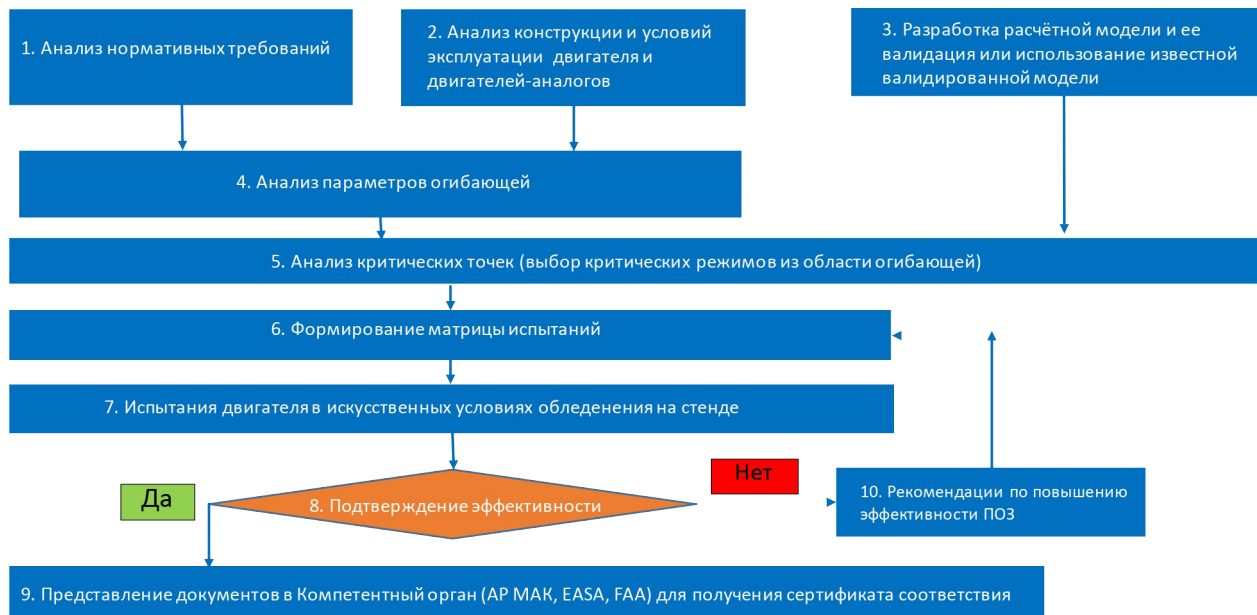


Рисунок 1 – Блок-схема метода экспериментальной демонстрации эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов

Данный метод аналогичен методу подтверждения эффективности ПОЗ в условиях «классического» обледенения – обледенения в атмосферных условиях жидких переохлаждённых капель, вопросы выполнения испытаний в указанных условиях подробно описано в работах [51 – 62, 129]. Некоторое отличие состоит в том, что для обледенения в атмосферных условиях ледяных кристаллов отсутствуют утверждённые методики выполнения расчётного анализа критических точек. Для выполнения данного анализа необходимо наличие существующей или вновь разработанной валидированной модели обледенения двигателя условиях ледяных кристаллов.

В разделах 7.3.3.8 и 7.4 изложены рекомендации по использованию расчётных моделей и выполнению анализа критических точек при воздействии на двигатель облака ледяных кристаллов.

Ключевой особенностью данного метода является экспериментальная демонстрация эффективности ПОЗ при испытаниях двигателя в искусственных условиях обледенения на полноразмерном стенде. Для использования данного метода необходим полноразмерный стенд с установленным на нём оборудованием для создания искусственных условий обледенения с характеристиками, соответствующими нормативным требованиям. В России выполнен ряд работ по созданию стендового

оборудования, пригодного для выполнения подобных испытаний [63, 64], но полноразмерные стенды, способные моделировать условия обледенения в соответствии с нормативными требованиями [21], пока отсутствуют. На данный момент за рубежом существует только несколько испытательных стендов, которые могут выполнять подобные испытания, и они ограничены требованиями к размеру двигателя и расходу воздуха. Для двигателей с вентиляторами большого диаметра таких стендов не существует, хотя на имеющихся стендах могут проводиться испытания моделей вентиляторов с укороченными (обрезанными) лопатками или испытаний компрессоров. Кроме того, в течение одного года на имеющихся стендах может быть проведено лишь ограниченное число испытаний, что еще больше уменьшает возможность проведения испытаний.

Известно, что многие двигатели (например, двухвальные безредукторные ГТД [41 – 49, 129]) подвержены негативному воздействию ледяных кристаллов и представляется весьма вероятным, что выполнение экспериментальной демонстрации двигателя в искусственных условиях ледяных кристаллов приведёт к отрицательным результатам (возможно появление недопустимых повреждений лопаток компрессора), а разработка и внедрение мероприятий по повышению эффективности ПОЗ невозможно без глубокой расчётно-теоретической проработки.

При использовании экспериментального метода необходимо привлечение глубокого расчётного моделирования, поскольку, до выполнения испытаний необходимо определить перечень критических точек, на которых должны быть проведены дальнейшие испытания. Причём, работа по выбору критических точек не может быть выполнена только экспериментальным путём в силу того, что экспериментальное выполнение СРА и оптимизации вариантов защиты от обледенения сопряжено с чрезмерно большими временными и финансовыми затратами, связанными с многократным тестированием двигателя.

В случае невозможности подтверждения эффективности ПОЗ двигателя и возникновении необходимости дополнительных мер его защиты от обледенения, рекомендуется оценивать эффективность принятых мер расчётно-аналитическим путём и только затем выполнять экспериментальную проверку.

При наличии качественных методов расчётного моделирования во многом отпадает необходимость в точном воспроизведении климатических условий испытаний, что во многом облегчает процесс экспериментального моделирования стендовых условий.

Таким образом, даже при использовании экспериментального подтверждения эффективности ПОЗ целесообразно и полезно использование методов расчётного моделирования, что существенно облегчает процесс подтверждения.

Как было указано выше, рекомендации по использованию расчётных моделей в процессе выполнения анализа критических точек изложены в разделах 7.3.3.8 и 7.4 настоящего документа.

Альтернативой расчётному пути выполнения СРА может быть аналитический метод определения критических точек, включающий в себя анализ конструкции и условий эксплуатации двигателя и двигателей-аналогов. При избрании данного пути Заявителю следует представить убедительные доказательства того, что выбранные им

для испытаний испытательные режимы соответствуют наиболее критическим условиям эксплуатации двигателя при попадании в атмосферное облако, содержащее ледяные кристаллы.

Высотный испытательный стенд, снабжённый оборудованием для имитации условий ледяных кристаллов, является наиболее приемлемым оборудованием для имитации воздействия на двигатель атмосферного облака ледяных кристаллов в полётных условиях. Однако, в настоящее время имеется только один испытательный стенд PSL-3, принадлежащий NASA, пригодный к выполнению подобных испытаний [65 – 68]. Данный стенд пригоден для выполнения испытаний небольших турбовентиляторных двигателей, моделей вентиляторов с укороченными (обрезанными) лопатками и электроприводных моделей.

Параметры установки:

- размер входного канала от 61 до 213 см;
- давления от 0,9 до 0,2 кг/см², соответствующие высоты от 1,22 до 12,2 м;
- число Маха до 0,8 или массовый расход воздуха от 22,7 до 150 кг/с;
- полная температура на входе от минус 51 до плюс 10 °С;
- относительная влажность воздуха от (0,3 – 3 %) до 50 %.

Несмотря на то, что PSL-3 имеет возможность создавать полностью управляемое облако при реалистичных условиях полета, установка имеет несколько ограничений. Максимальный массовый расход установки составляет 150 кг/сек, что ограничивает использование установки меньшими двигателями, моделей вентиляторов с укороченными (обрезанными) лопатками или электроприводных моделей.

Установка PSL-3 имеет ограничения по выполнению переходных режимов при имитации условий обледенения. Движение дроссельной заслонки может быть выполнено в течение порядка 30 секунд, в зависимости от условий полета. Система имитации кристаллов установки PSL-3 способна генерировать полностью замёрзшие кристаллы льда размером до 80 мкм MMD.

Установка PSL-3 применялась при испытаниях двигателя Honeywell ALF502. В ходе испытаний успешно смоделировано явление падения мощности двигателя в условиях ледяных кристаллов. Установка позволяла воспроизводить условия полета и характеристики облака в соответствии с моделируемыми условиями полёта. Размер кристаллов льда не был смоделирован. Информация об испытаниях изложена в [65 – 68].

Кроме указанного стенда PSL-3 как в мире, так и в России отсутствуют иные стенды, пригодные для выполнения высотных испытаний двигателей с имитацией условий атмосферного облака ледяных кристаллов. Следует особо отметить, что для двигателей размерности ПД-14 данный стенд не пригоден.

Иные стенды, на которых возможно выполнение модельных испытаний двигателей в условиях имитации атмосферного облака ледяных кристаллов, будут рассмотрены в следующих разделах.

7.3.2 Расчётно-аналитический метод

На рисунке Рисунок 2 представлена блок-схема метода расчётно-аналитической демонстрации эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов.

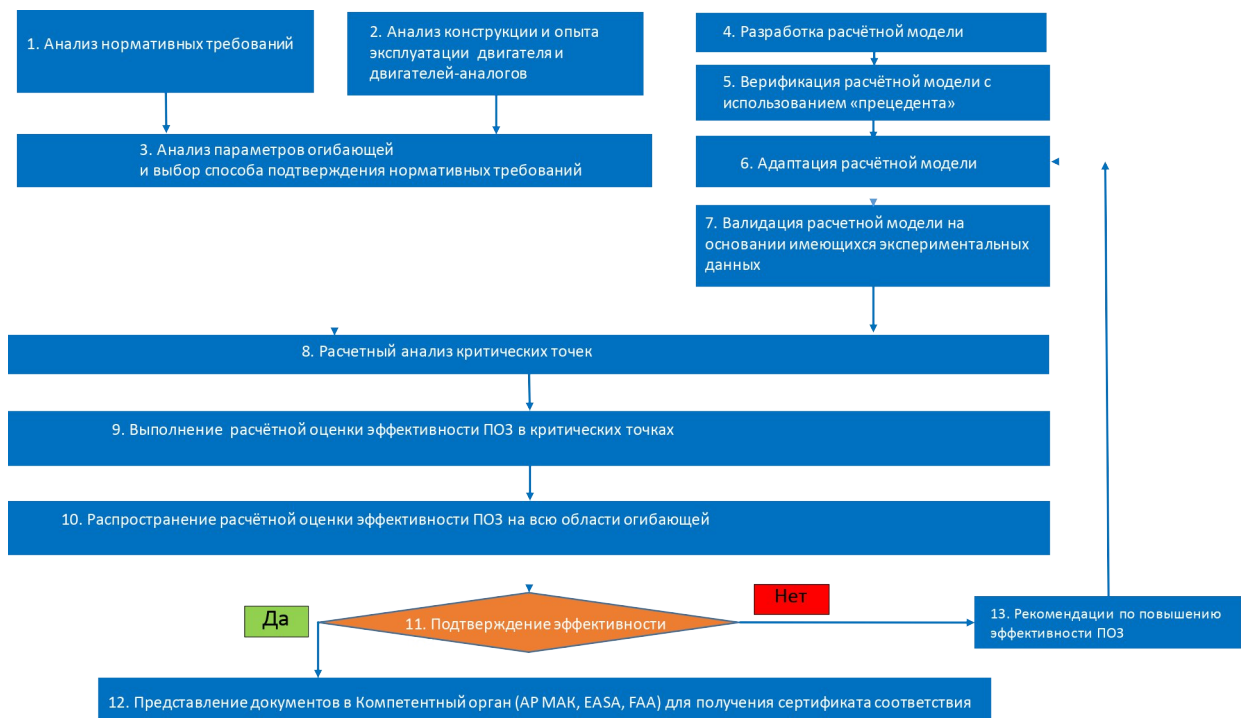


Рисунок 2 – Блок-схема метода расчётно-аналитического демонстрационного подтверждения эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов

На данный момент отсутствуют надёжные методы прогнозирования комплексного воздействия образующегося в компрессоре льда на работу двигателя. Отсутствуют корректные методы расчёта срыва льда, методы расчёта изменения характеристик двигателя в условиях формирования ледяных наростов и повреждения элементов проточной части компрессора. В сложившихся обстоятельствах демонстрация только с использованием расчётно-аналитических методов не представляется достаточно убедительной, однако, в некоторых случаях, при использовании дополнительных анализов, привлечения опыта эксплуатации, применении обоснованных консервативных предположений данных подход может привести к положительным результатам. В последующих подпунктах приведены некоторые рекомендации по выполнению подтверждения эффективности ПОЗ двигателя с использованием расчётно-аналитических методов.

При этом, имеющиеся расчётные методы могут быть использованы при выполнении анализа критических точек [69, 70, 71] (методические подходы к выполнению данного процесса изложены в разделе 7.3.3.8 настоящего документа). Верификация используемых расчётных продуктов может быть выполнена на основании экспериментальных данных прецедента (вопрос получения подобных экспериментальных данных должен рассматриваться в каждом отдельном случае применительно к конкретному двигателю и наличию доступных данных). Проверка эффективности защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов на критических режимах, полученных в результате выполнения СРА, может быть выполнена, например, в процессе модельных испытаний двигателя. Примеры методических подходов к демонстрации отсутствия негативного влияния образующихся ледяных наростов на работу двигателя изложены в следующих разделах настоящего документа.

Как было показано в разделе 7.2, основным требованием рассмотренных нормативных документов является предотвращение недопустимых негативных последствий в работе двигателя вследствие чрезмерного нарастания льда на элементах проточной части компрессора. В соответствии с указанными требованиями в ходе расчётно-аналитического подтверждения эффективности ПОЗ двигателя для каждого рассматриваемого негативного последствия в работе двигателя предлагается процедура анализа.

Процедуры предложены только в качестве руководства и могут быть скорректированы в процессе применения к каждому конкретному двигателю. Каждая процедура разбита на несколько этапов. В процессе выполнения процедур подтверждения эффективности ПОЗ могут быть применяться как валидированные расчётно-аналитические методы, так и использоваться консервативная альтернатива, если отсутствует проверенный способ расчётно-аналитической оценки. Для каждого этапа приводятся примеры консервативных подходов. Кроме того, используемые расчётно-аналитические методы могут быть дополнительно верифицированы и валидированы на основании имеющихся экспериментальных, полученных ранее на двигателях-прототипах или аналогах, а также путём выполнения дополнительных экспериментальных модельных испытаний с использованием элементов сертифицируемого двигателя. В зависимости от обстоятельств возможно применение любого из предложенных подходов или их комбинацию.

Предлагаемые процедуры предназначены для всех газотурбинных двигателей и могут быть применены к любому типу двигателя, подлежащего сертификации.

7.3.2.1 Недопустимые механические повреждения двигателя

На рисунке Рисунок 3 показана блок-схема, представляющая процесс анализа эффективности защиты двигателя от механических повреждений, возникающих вследствие образования льда на элементах компрессора при выполнении полётов в условиях обледенения.

Пункт 1 b рисунка Рисунок 3 – пример консервативного предположения: возможно наращивание в температурных пределах до плюс 49 °C.

Пункт 2 рисунка Рисунок 3 – в процессе расчёта следует учитывать изменение концентрации кристаллов в потоке за счёт сепарации, работы системы перепуска, а также, за счёт осаждения кристаллов на элементы проточной части, расположенные вверх по потоку относительно рассматриваемого элемента.

Пункт 3 b рисунка Рисунок 3 – пример консервативных предположений:

- предположить максимальный объем исходя из геометрических и других соображений, например, максимально возможная блокировка газовоздушного тракта двигателя, при которой двигатель сохраняет работоспособность,
- максимальная величина нароста, образующегося между циклами работы системы перепуска воздуха.

Пункт 4 рисунка Рисунок 3 – накопленный лед может оторваться из-за различных причин, таких как:

- накопление льда в устойчивом состоянии до определенной толщины

ледяного нароста, при котором возросшие аэродинамические силы способствуют отрыву льда,

- изменение условий работы двигателя (например, приёмистость),
- механическое воздействие элементов системы перепуска воздуха,
- изменение параметров окружающей среды (например, выход из облака ледяных кристаллов),
- и др.

Пункт 4 b рисунка Рисунок 3 – пример консервативного предположения: момент срыва льда соответствует максимальной частоте вращения ротора в рассматриваемых условиях.

Пункт 5 b рисунка Рисунок 3 – пример консервативного предположения: предположить, что удар куском льда происходит в то место лопатки, где возможны максимальные повреждения.

Пункт 5a, 5b рисунка Рисунок 3 – результатом анализа может быть, в том числе, вывод об отсутствии влияния куска льда на лопатку:

- вследствие того, что траектория куска льда обеспечивает отсутствие его взаимодействия с рассматриваемым элементом компрессора,
- либо вследствие разрушения куска льда при взаимодействии с другими элементами компрессора до взаимодействия с рассматриваемым элементом компрессора.

В этом случае результат следующих шагов анализа будет тривиальным.

Пункт 8 рисунка Рисунок 3 - корректирующими действиями могут быть, например:

- повышение прочностных характеристик лопатки,
- изменение конструкции элементов проточной части, способствующих снижению величины улавливания кристаллов элементами, подверженными нарастанию льда,
- внедрение мероприятий, способствующих циклическому срыву льда с элементов компрессора, при котором массогабаритные характеристики накапливающегося льда не могут привести к недопустимым повреждениям компрессора.

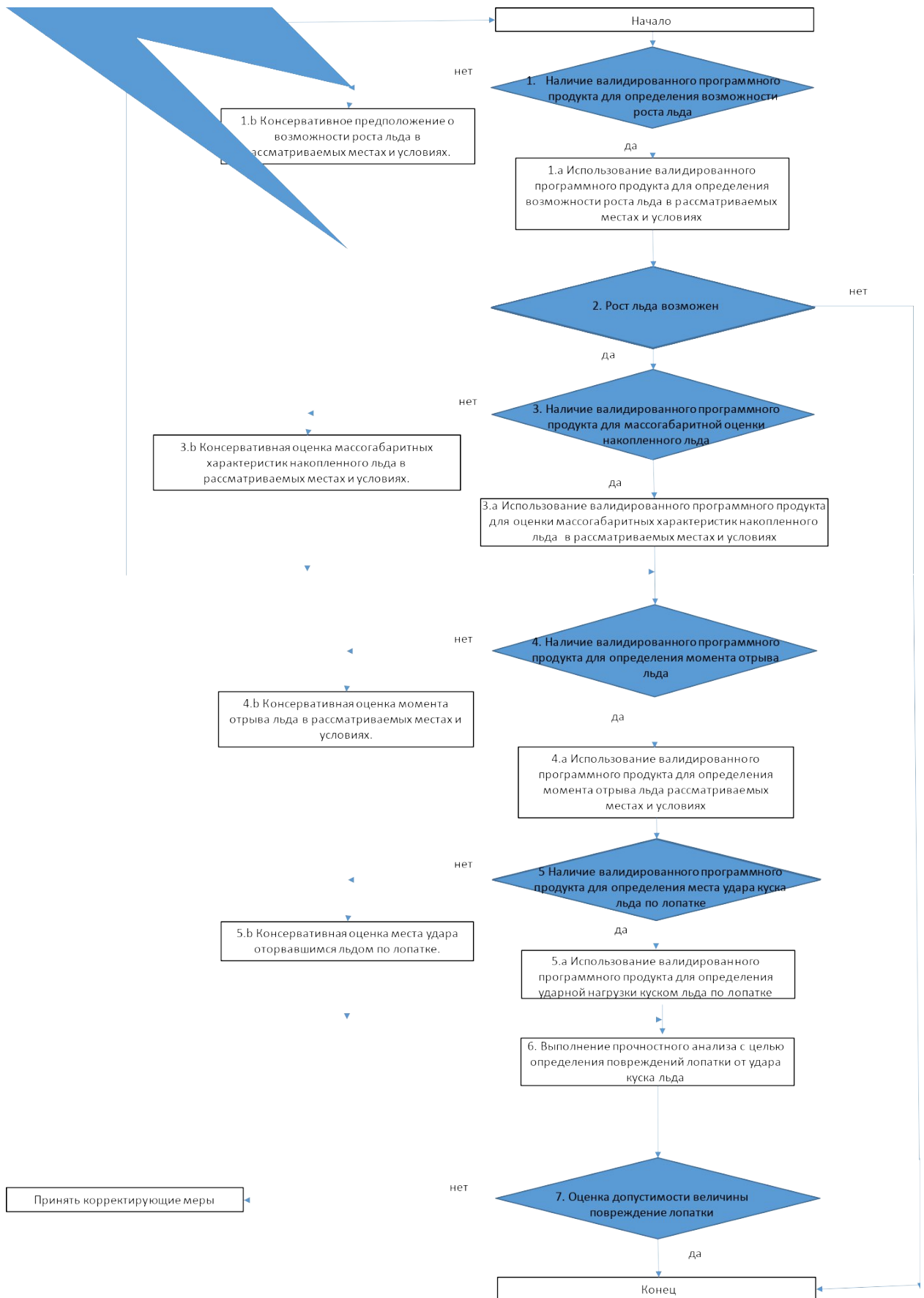


Рисунок 3 – Блок-схема анализа эффективности защиты двигателя от механических повреждений, возникающих в процессе полёта в условиях обледенения

7.3.2.2 Помпаж компрессора

На рисунке Рисунок 4 показана блок-схема, представляющая процесс анализа эффективности защиты двигателя от возникновения помпажа вследствие сброса кусков льда с элементов компрессора.

Пункт 2 рисунка Рисунок 4 – замечания, аналогичные указанным в п. 2 к рисунку Рисунок 3.

Пункт 4 рисунка Рисунок 4 – замечания, аналогичные указанным в п. 4 к рисунку Рисунок 3.

Пункт 5 рисунка Рисунок 4 – при выполнении данного пункта могут быть использованы либо консервативные предположения, либо термодинамическая модель двигателя, валидированная для условий нарастания и срыва льда в компрессоре.

Консервативные мероприятия могут предполагать, например, удаление льда из проточной части за счёт работы системы перепуска воздуха, что обеспечивает отсутствие влияния отрывающегося куска льда на элементы компрессора, расположенные вниз по потоку.

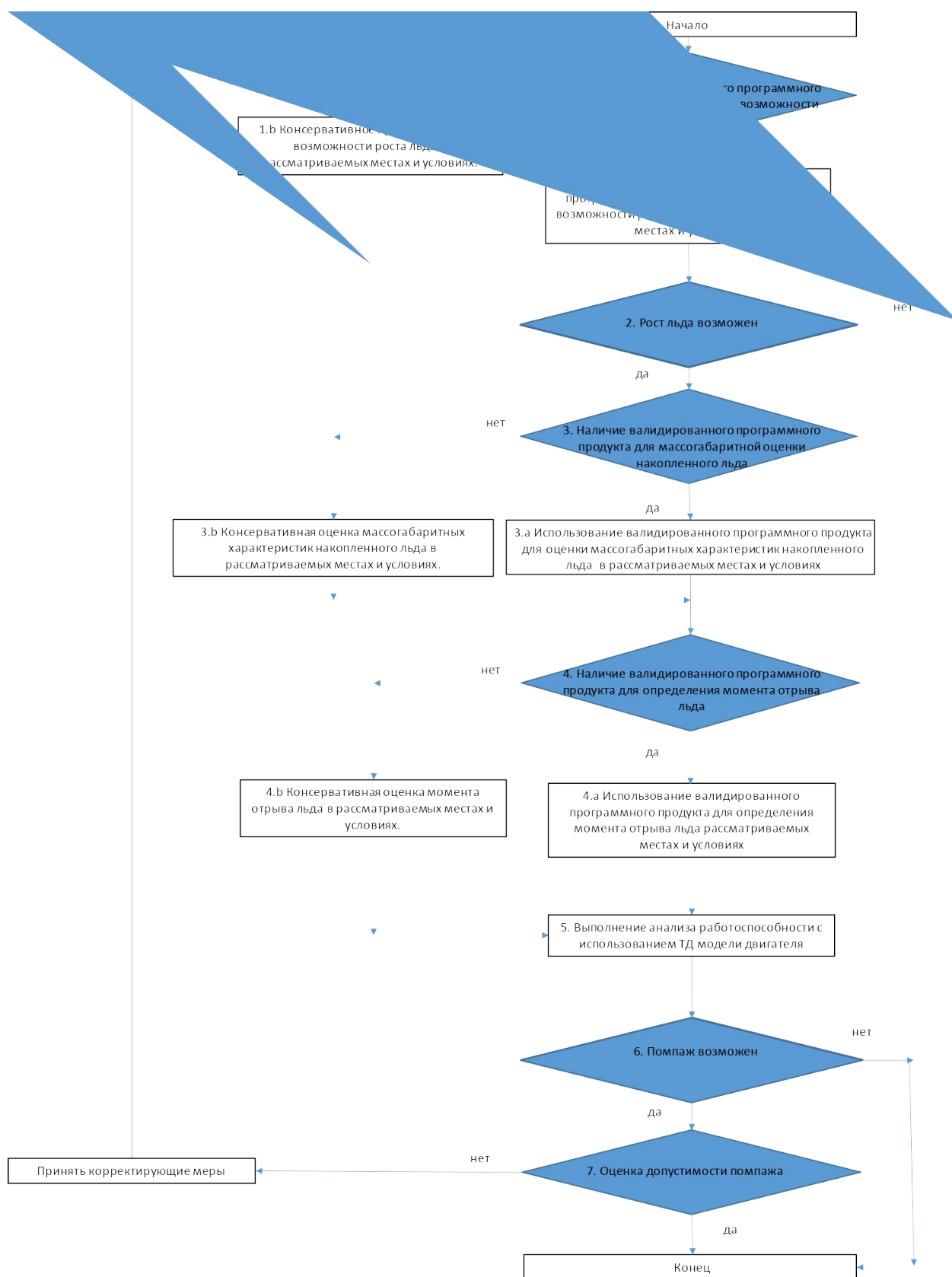


Рисунок 4 – Блок-схема анализа эффективности защиты двигателя от возникновения помпажа, вызванного сбросом кусков льда

При использовании термодинамической модели двигателя она должна быть валидирована на основании результатов доводочных испытаний и скорректирована на основе данных об изменении характеристик ступеней в условиях нарастания и срыва кусков льда.

Следует отметить, что получение указанной термодинамической модели двигателя в условиях обледенения является весьма сложной задачей. Данная модель существенно отличается от обычной термодинамической модели двигателя, поскольку должна учитывать изменения геометрии проточной части двигателя, геометрии рабочих и направляющих лопаток. При этом, по мере постепенного отложения льда на элементах проточной части компрессора постоянно изменяются характеристики ступеней компрессора. Далее, в полученную модель должны быть внесены изменения, касающиеся термодинамического воздействия льда на рабочий процесс двигателя. Конечной целью данной части работы является получение оценок запасов газодинамической устойчивости двигателя в условиях срыва куска льда в двигатель.

Выполнение каждого из описанных этапов создания модели необходимо сопровождать валидацией с использованием экспериментальных данных, полученных либо на полноразмерном двигателе, либо на экспериментальной модели. Поэтому, выполнение подобной оценки является довольно сложной и трудоёмкой задачей.

Альтернативным вариантом решения проблемы может являться проверка отсутствия недопустимого помпажа в ходе экспериментальных модельных испытаний двигателя, при которых выполняется имитация нарастания и сброса льда с соответствующих элементов компрессора. Более подробно рекомендации по выполнению подобных модельных испытаний изложены в разделах 7.5, 7.6. данного документа.

Пункт 7 рисунка Рисунок 4 – приемлемым помпажом в условиях ледяных кристаллов является восстанавливающийся помпаж, который:

- самовосстанавливается без вмешательства действий летного экипажа,
- не вызывает недопустимых напряжений или воздействий на работоспособность ни в установившиеся условиях, ни во время выполнения приёмистости. При этом не допускается повреждение или изгиб лопатки, который может привести к ее немедленному или долговременному отказу. Например, если последствия удара лопатки о неподвижные элементы проточной части компрессора могут привести к отказу двигателя спустя некоторое время после помпажа или в последующем полете.

Пункт 8 рисунка Рисунок 4 – корректирующими действиями могут быть, например:

- конструктивные изменения, способствующие повышению запаса газодинамической устойчивости компрессора,
- изменение конструкции элементов проточной части, способствующих снижению величины улавливания кристаллов элементами, подверженными нарастанию льда,

- внедрение мероприятий, способствующих циклическому срыву льда с элементов компрессора, при котором массогабаритные характеристики накапливающегося льда не могут привести к газодинамической неустойчивости компрессора.

7.3.2.3 Срыв пламени, вызванный сбросом кусков льда

На рисунке Рисунок 5 показана блок-схема, представляющая процесс анализа эффективности защиты двигателя от последствий возникновения срыва пламени вследствие сброса кусков льда с элементов компрессора.

Пункт 2 рисунка Рисунок 5 – замечания, аналогичные указанным в п. 2 к рисунку Рисунок 3.

Пункт 4 рисунка Рисунок 5 – замечания, аналогичные указанным в п. 4 к рисунку Рисунок 3.

Пункт 5 рисунка Рисунок 5 – при выполнении данного пункта могут быть использованы следующие соображения:

- консервативные предположения, аналогичные указанным в п. 5 к рисунку Рисунок 3,
- термодинамические оценки теплового состояния камеры сгорания при попадании в неё соответствующих кусков льда, подкреплённые оценками запасов по погасанию камеры сгорания по температуре,
- термодинамическая модель двигателя, валидированная для условий нарастания льда и учитывающая запасы по погасанию камеры сгорания по температуре. Получение указанной термодинамической модели двигателя в условиях обледенения является весьма сложной и трудоёмкой задачей, поскольку при её выполнении необходима валидация с использованием экспериментальных данных, полученных либо на полноразмерном двигателе, либо на экспериментальной модели.

Альтернативным вариантом решения проблемы может являться проверка отсутствия срыва пламени в ходе экспериментальных модельных испытаний двигателя, при которых выполняется имитация нарастания и сброса льда с соответствующих элементов компрессора. Более подробно рекомендации по выполнению подобных модельных испытаний изложены в разделах 7.5, 7.6 данного документа.

Пункт 8 рисунка Рисунок 5 – корректирующими действиями могут быть, например:

- конструктивные изменения, способствующие повышению запаса устойчивости по погасанию камеры сгорания по температуре,
- изменение конструкции элементов проточной части, способствующих снижению величины улавливания кристаллов элементами, подверженными нарастанию льда,
- внедрение мероприятий, способствующих циклическому срыву льда с элементов компрессора, при котором массогабаритные характеристики накапливающегося льда не могут привести к недопустимым повреждениям компрессора.

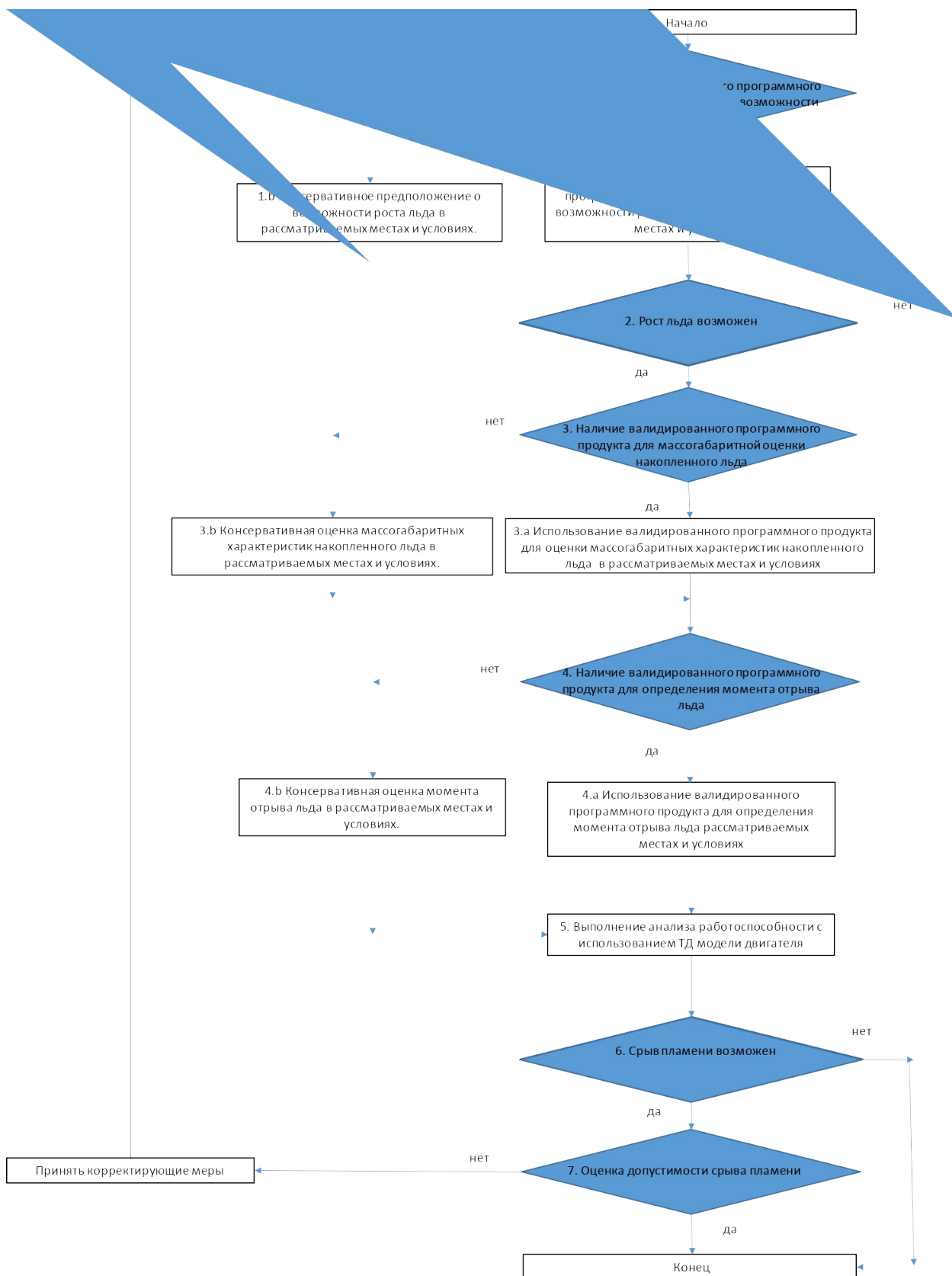


Рисунок 5 – Блок-схема анализа эффективности защиты двигателя от возникновения срыва пламени, вызванного сбросом кусков льда

7.3.2.4 Падение тяги из-за заклинивания газового тракта

На рисунке Рисунок 6 показана блок-схема, представляющая процесс анализа эффективности защиты двигателя из-за заклинивания газового тракта компрессора.

Пункт 3 рисунка Рисунок 6 – в процессе анализа рекомендуется рассмотреть возможные влияния цикла работы двигателя и все потенциально возможные реакции автоматики, которые могут привести к самоограничению роста льда.

Пункт 3b рисунка Рисунок 6 – пример консервативного предположения, реакция двигателя не приведёт к ограничению роста льда.

Пункт 4 рисунка Рисунок 6 – в процессе анализа может быть рассмотрена как естественный сход льда, так и самоограничивающийся рост из-за изменений местных условий в проточном тракте, которые могут ослабить заклинивание газового тракта вне зависимости от реакции двигателя.

Пункт 4b рисунка Рисунок 6 – пример консервативного предположения, продолжится нарастание льда.

Пункт 5b рисунка Рисунок 6 – рекомендуется привлечь дополнительные данные (например, выполнить частичные тесты на интересующем месте) для консервативной оценки роста льда и результирующей максимальной блокировки. Кроме того, возможно применение сравнительного анализа.

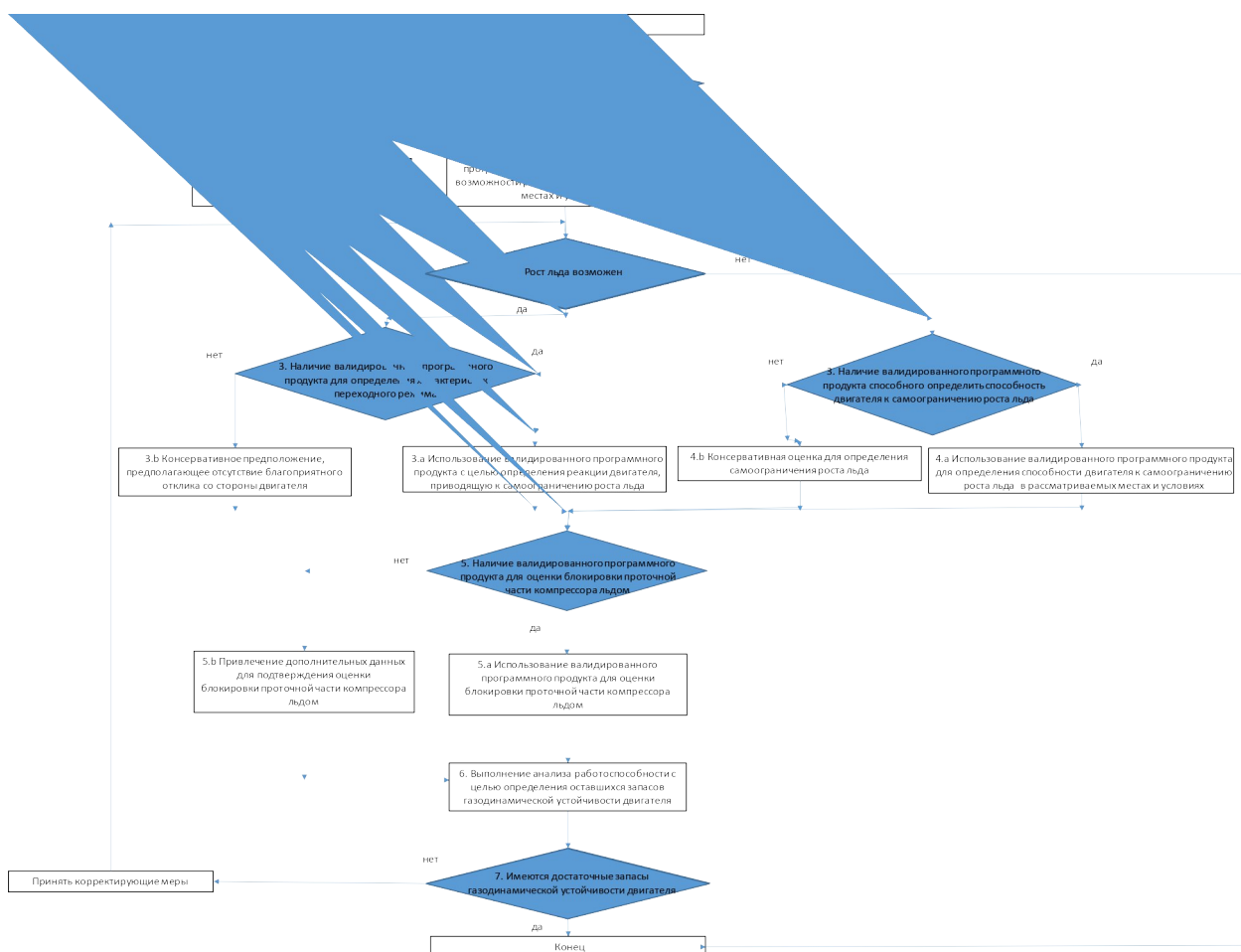


Рисунок 6 – Блок-схема анализа эффективности защиты двигателя из-за заклинивания газового тракта компрессора

7.3.3 Расчётно-экспериментальный метод

На рисунке Рисунок 7 представлена блок-схема метода расчётно-экспериментальной демонстрации эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов. Метод представляет собой комбинацию расчётно-аналитических методов и результатов модельных испытаний.

Ключевой особенностью данного метода является широкое использование расчётных моделей [69 – 73], верифицированных и валидированных с помощью результатов модельных испытаний. Следует указать, что применяемые в данном методе модельные испытания значительно дешевле стендовых испытаний в ТБК, применяемых при прямой экспериментальной демонстрации на полноразмерном двигателе.

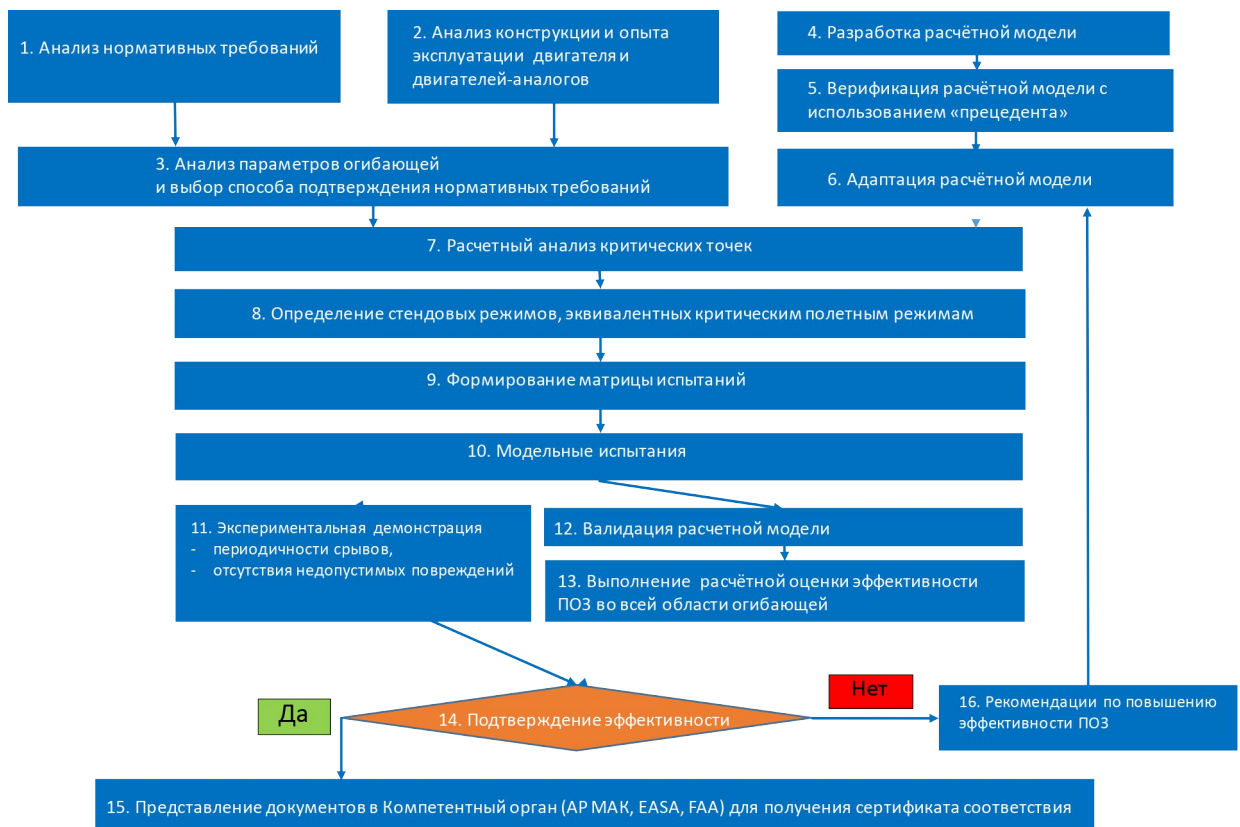


Рисунок 7 – Блок-схема метода расчётно-экспериментальной демонстрации эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов

Применение данного подхода обеспечивает более глубокую расчётно-теоретическую проработку и понимание физических процессов, происходящих внутри двигателя в процессе выполнения полётов в атмосферных облаках, содержащих ледяные кристаллы, а также, позволяет более детально и обоснованно оценить эффективность применяемых методов защиты двигателя от воздействия указанных климатических условий.

При таком подходе, модельные испытания необходимы только для того, чтобы валидировать применяемые расчётные модели, а также экспериментально продемонстрировать отдельные аспекты работы двигателя, не поддающихся расчётному моделированию.

Согласно пункту 1 представленной схемы, на начальном этапе выполняется анализ нормативных требований к подтверждению эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов, а также, выполняется анализ допустимых методов подтверждения соответствия требованиям норм.

В соответствии с пунктом 2 представленной схемы выполняется анализ конструкции и условий эксплуатации рассматриваемого двигателя и двигателей-аналогов.

Исходя из результатов анализов по пунктам 1 и 2 выполняется анализ огибающей условий обледенения, пункт 3 представленной схемы. При этом выполняется поиск различного сочетания режимов работы двигателя и условий обледенения в соответствии с требованиями Приложение D к АП-33 и формируется общая матрица режимов полета, охватывающая всю область условий обледенения и все соответствующие им возможные режимы полета, и режимы работы двигателя (высота, скорость, температура наружного воздуха, IWC, продолжительность нахождения в условиях обледенения).

При анализе процесса нарастания льда внутри проточной части двигателя используется расчётная модель (пункт 4 представленной схемы), особенности которой описаны в разделе 7.4 настоящей работы.

Расчётная модель верифицируется и валидируется с использованием экспериментальных данных, получаемых в процессе выполнения всей работы.

На начальном этапе работы (пока отсутствуют экспериментальные данные модельных испытаний двигателя на наземном стенде) выполняется предварительная верификация расчётной модели с использованием данных «прецедента» (пункт 5 представленной схемы). В качестве «прецедента» могут быть использованы, например, данные лётных происшествий или данные стендовых испытаний в аналогичных условиях или данные модельных испытаний и т. д. Рассматриваемые данные могут быть рассмотрены в качестве «прецедента», например, в том случае, если:

- подтверждено формирование ледяных наростов на элементах компрессора двигателя, где температура воздушного потока составляет величину выше 0 °C,
- обнаружены повреждения рабочих лопаток компрессора, причём характер повреждений соответствует воздействию кусков льда.

В этом случае допустимо использовать экспериментальные данные «прецедента» для предварительной верификации расчётной модели с целью её дальнейшего использования для выполнения анализа критических точек и выполнения расчётов модельных стендовых режимов.

Расчётная модель адаптируется в соответствии с особенностями конструкции и условиями эксплуатации рассматриваемого двигателя (пункт 6 представленной схемы).

Расчётный анализ критических точек (пункт 7 представленной схемы) выполняется с использованием верифицированной и адаптированной расчётной модели в границах огибающей условий обледенения (пункт 3 представленной схемы).

В дальнейшем, после выполнения модельных стендовых испытаний полученные экспериментальные данные используются для окончательной валидации расчётной модели (пункт 12 представленной схемы), а также для экспериментальной демонстрации отдельных аспектов работы двигателя, не поддающихся расчётному моделированию

(пункт 11 представленной схемы). Например, подтверждение мест локализации ледяных наростов и периодических срывы льда с элементов проточной части двигателя в результате действия противообледенительной системы.

Далее рассмотрим целесообразность сочетания расчётных и экспериментальных методов и более подробно все элементы методического подхода, схематично представленного на представленной схеме.

7.3.3.1 Необходимость сочетания расчётных и экспериментальных методов

В предложенном подходе моделирование локализации ледяных наростов и массовой скорости роста льда выполняется с использованием расчётной модели [69 – 71] (описана в разделе 7.4 настоящей работы), а демонстрация сброса льда выполняется в процессе модельных испытаний двигателя [72, 73]. Выбор экспериментального пути моделирования процесса сброса льда обусловлен рядом причин.

Во-первых, выполнение модельных испытаний двигателя необходимо для валидации расчётной модели нарастания льда с целью её распространения на всю область огибающей условий обледенения.

Во-вторых, на данный момент отсутствуют достаточно надёжные расчётные методы моделирования процесса сброса льда, процесса фрагментации ледяных наростов [3, 5, 36, 39, 40, 74 – 85] в процессе их сброса и движения по газозвоздушному тракту двигателя, процесса взаимодействия кусков льда с элементами компрессора.

В-третьих, при использовании указанных выше расчётных методов, так или иначе, необходима валидация с использованием экспериментальных данных. Учитывая сложную взаимосвязь указанных процессов и их зависимость от реальной конструкции двигателя, представляется более эффективным и доказательным продемонстрировать эти процессы при испытании самого двигателя, избегая сложной валидации расчётных инструментов.

В-четвёртых, учитывая сложность исследуемого процесса, не все критерии эффективности ПОЗ, сформулированные в нормативных документах, могут быть продемонстрированы с использованием расчётов. Например, на данный момент представляется крайне затруднительным оценить с помощью расчётных моделей такие критерии, как недопустимое падение тяги [3, 4, 29 – 31, 33 – 40], недопустимое увеличение вибраций, недопустимое повышение температуры газа за турбиной, появление недопустимых повреждений [32] и др. Однако, указанные критерии значительно легче оценить в процессе выполнения испытаний двигателя.

В-пятых, в процессе выполнения этого испытания выполняется комплексная демонстрация эффективности защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов на наиболее опасных режимах, определённых ранее в процессе анализа критических точек. Указанная демонстрация является наиболее убедительной с точки зрения подтверждения требований нормативных документов.

7.3.3.2 Анализ нормативных требований (пункт 1 на рисунке Рисунок 7)

На основании анализ нормативных документов АП-33 [21, 22] определяются требования к подтверждению эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов. Из анализа Рекомендательных циркуляров [24, 26] определяются допустимые методы подтверждения соответствия требованиям нормативных документов.

В ходе рассмотрения конкретного двигателя следует выполнить анализ огибающей условий обледенения. При этом следует учитывать сочетание атмосферных условий, охватывающей всю область атмосферных условий обледенения, соответствующих Приложению D к АП-33 [21, 22], все соответствующие им возможные режимы полета полёта и режимы работы двигателя.

Область атмосферных условий, в которой могут встречаться атмосферные облака, содержащие ледяные кристаллы:

- диапазон высот от 1,2 до 14,5 км;
- диапазон температур от минус 3 °C до минус 60 °C;
- размер кристалла MMD от 50 до 200 мкм;
- полная водность TWC от 1 до 5,2 г/м³.

Величина TWC рассматривается либо как полностью замёрзшая вода (ледяной кристалл), либо как смесь ледяных кристаллов с жидкими переохлаждёнными каплями воды. Количество жидкой воды, которое может содержаться в атмосферном облаке, характеризующемся общей водностью TWC, приведена в таблице Таблица 3.

Таблица 3 – Количество жидкой воды, которое может содержаться в атмосферном облаке, характеризующемся общей водностью TWC

Диапазон температур, °C	Горизонтальная протяжённость облака, nautical miles (км)	LWC, г/м ³
0 до минус 20	≤ 50 (92,6)	£ 1,0
0 до минус 20	Неопределенная	£ 0,5
< минус 20		0

Из таблицы Таблица 3 следует, что присутствие жидкой воды в атмосферном облаке, содержащем ледяные кристаллы, возможно при температуре окружающего воздуха не менее 20 °C. При этом, общее количество жидкой воды LWC в облаке не превышает величин от 0,5 до 1,0 г/м³, в зависимости от горизонтальной протяжённости облака.

7.3.3.3 Анализ конструкции и опыта эксплуатации двигателя и двигателей-аналогов (пункт 2 на рисунке Рисунок 7)

Выполняется анализ рассматриваемого двигателя, его конструкции, опыта эксплуатации (при его наличии) или опыта выполнения стендовых/лётных испытаний.

Полезные сведения могут быть получены из анализа опыта эксплуатации и испытаний двигателей-аналогов. Выполняется анализ проблем, возникавших в процессе их эксплуатации, а также, применяемых методов защиты от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов.

Следует учитывать, что конструкция двигателя оказывает решающее влияние на его чувствительность к воздействию атмосферных условий ледяных кристаллов. Например, известно [41 – 49], что двухвальные безредукторные ГТД, такие как GE90, GEnx, испытывали существенные трудности при попадании в атмосферные облака, содержащие ледяные кристаллы. Потребовались существенные усилия [42, 43, 45-47] с целью решения проблемы и снятия ограничений на полёты указанных двигателей в условиях обледенения. Это потребовало [43], как усовершенствования программного обеспечения, так и некоторых конструктивных изменений (например, замены датчика температуры). В работе [43] отмечается, что отличие в чувствительности двигателей к воздействию ледяных кристаллов отмечается даже для разных модификаций двигателей (например, GEnx-1B и GEnx-2B). При этом, модификация двигателя, для которой характерна более высокая температура вдоль газоздушного тракта, характеризуется большей устойчивостью к воздействию ледяных кристаллов.

Для обеспечения эффективной защиты от воздействия условий ледяных кристаллов используется [43] программное обеспечение, позволяющее обнаружить присутствие ледяных кристаллов и автоматически активировать открытие регулируемых клапанов перепуска (VBV), расположенных между подпорной ступенью и КВД и сбрасывающих ледяные частицы во второй контур.

Существенную помощь в решении проблемы обледенения оказало проведение испытаний двигателя Honeywell на стенде центра Глена [41], что позволило лучше понять детали физических процессов, происходящих при обледенении ледяными кристаллами и получить ценную информацию для математического моделирования процесса.

В отличие от GEnx, ТРДД Trent 1000 не имеет никаких эксплуатационных ограничений [44]. Трехвальная конструкция этого семейства оказалась менее подвержена отложениям кристаллов льда внутри газогенератора. Каскад компрессора среднего давления, которого нет в конструкции ТРДД GEnx, вращается с более высокой скоростью, что затрудняет образование опасных наростов льда на лопатках.

Для двухвальных двигателей, имеющих привод вентилятора через редуктор (например, PW1100, PW1400 и др.) не отмечено существенных проблем, связанных с попаданием в атмосферные условия ледяных кристаллов. По-видимому, это связано с тем, что в данной конструкции двигателя повышение температуры вдоль газоздушного тракта происходит значительно быстрее, чем для двигателей, не имеющих редуктора.

Таким образом, выполнение сравнительного анализа конструкции рассматриваемого двигателя с аналогами и рассмотрение опыта эксплуатации двигателей-аналогов позволяет получить ценную информацию о возможных проблемах, которые могут возникнуть в процессе воздействия атмосферного облака ледяных кристаллов. Кроме того, результаты данного анализа позволяют выявить возможные

варианты обеспечения противообледенительной защиты и помогают определить дальнейшую стратегию подтверждения эффективности ПОЗ двигателя.

Например, если ожидается существенное повышение температуры вдоль газозвдушного тракта (что характерно для двухвальных двигателей, имеющих привод вентилятора через редуктор), то возможно выполнение подтверждения эффективности ПОЗ преимущественно расчётным путём. При этом достаточно расчётным путём продемонстрировать высокий темп роста температуры воздуха вдоль проточной части двигателя, что делает невозможным, с физической точки зрения, образования ледяных наростов на соответствующих элементах компрессора.

Если ожидаемое расчётное повышение температуры вдоль газозвдушного тракта не исключает образования ледяных наростов на отдельных ступенях компрессора и на отдельных режимах работы двигателя (что характерно для трёхвальных двигателей), то необходимо выполнение дополнительных анализов, или экспериментальных подтверждений, или выработки рекомендаций по изменению режима работы двигателя на потенциально опасных режимах полёта.

В наиболее неблагоприятном случае (что характерно для двухвальных безредукторных двигателей) анализ конструкции и опыт эксплуатации двигателей-аналогов может показать возможность длительного нарастания льда на отдельных элементах компрессора и вероятность срыва ледяных наростов в проточную часть с возникновением недопустимых повреждений лопаток компрессора. В данном случае, подтверждение эффективности противообледенительной защиты может быть обеспечено, например, следующим путем:

- расчётно-аналитическое определение критических точек,
- разработка методов противообледенительной защиты двигателя, обеспечивающих периодическое удаление льда малыми порциями, с целью недопущения критических повреждений лопаток двигателя,
- экспериментальная демонстрация отсутствия недопустимых повреждений двигателя.

Таким образом, исходя из результатов анализа конструкции и опыта эксплуатации двигателя и двигателей-аналогов, определяется дальнейшая стратегия подтверждения эффективности ПОЗ двигателя.

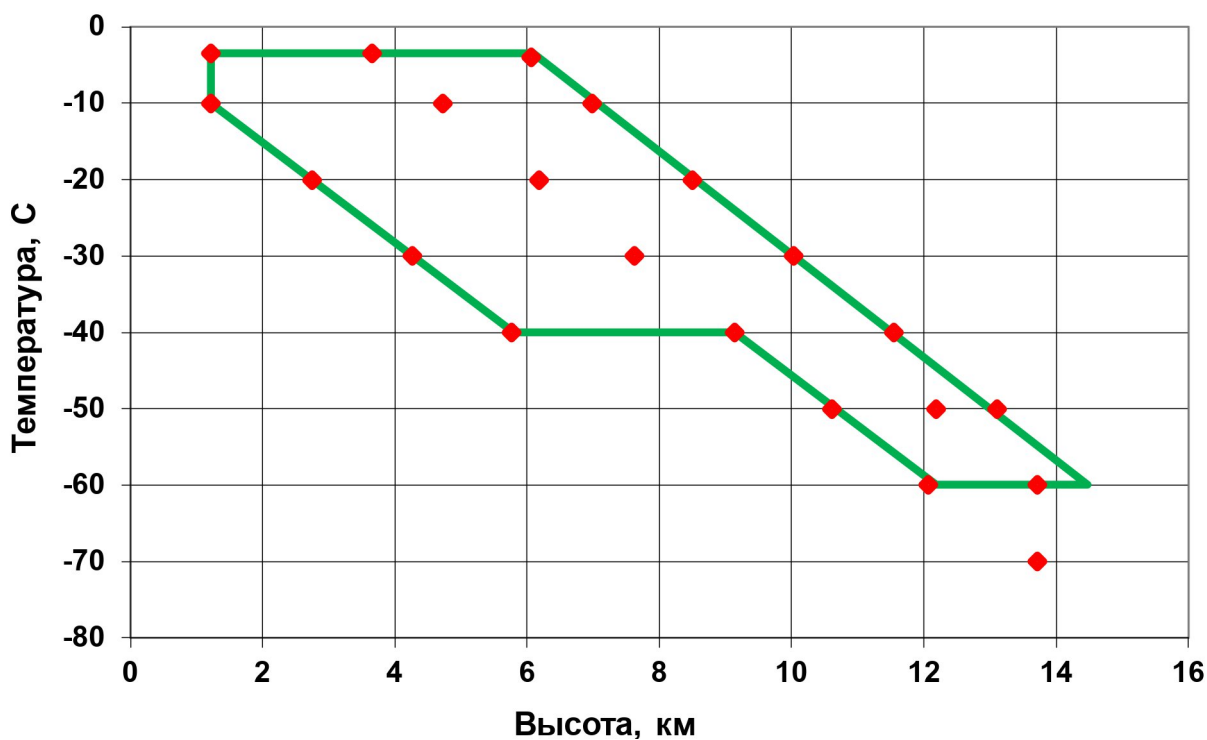
7.3.3.4 Анализ параметров огибающей и выбор способа подтверждения нормативных требований (пункт 3 на рисунке Рисунок 7)

Исходя из результатов анализа требований нормативных документов, полученных в процессе выполнения пункта 1 рисунка Рисунок 7, определена огибающая условий обледенения по высоте полёта, температуре окружающего воздуха и концентрации кристаллов в потоке (в соответствии с требованиями Приложения D [21 – 23] и Приложения Р [25]). Оценку эффективности ПОЗ рекомендуется выполнять во всей области огибающей. Точки, рекомендуемые для выполнения дальнейших анализов, полученные в результате СРА, представлены на рисунке Рисунок 8.

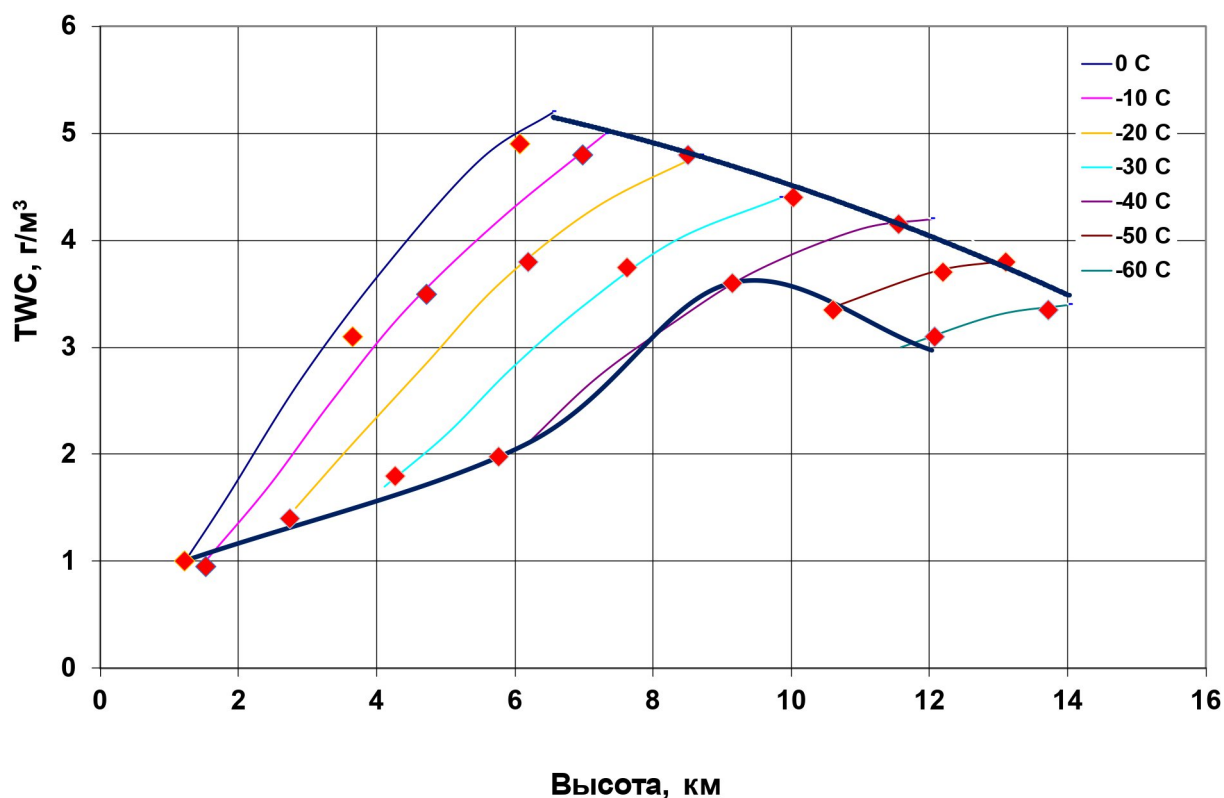
Для каждой из выбранных точек необходимо оценить эффективность защиты от атмосферного воздействия на всех режимах работы двигателя во всех условиях полёта. Оценка выполняется в процессе расчётного анализа критических точек.

В отношении учёта присутствия в потоке жидкой фазы следует отметить, что данный параметр, как правило, не высокую критичность [86]. Указывается, что события, непосредственно связанные со смешанной фазой обледенения, не были распространённым явлением. При этом подчёркивается, что наиболее важным является учёт плавления кристаллов в потоке с образованием жидкой фазы [4, 5, 38, 65 – 67, 75, 76, 81, 84, 87, 88 – 95]. Кроме того, испытания в условиях «классического» обледенения (условия, сформулированные в Приложении С к АП-33) служат демонстрацией эффективности защиты двигателя от воздействия жидких переохлаждённых капель.

Однако, если известны «прецеденты», относящиеся конкретно к смешанной фазе обледенения, или существуют данные, свидетельствующие о восприимчивости двигателя непосредственно к смешанной фазой обледенения, то LWC может быть более важным, и ему следует уделить дополнительное внимание. В этом случае при выполнении анализа критических точек не следует пренебрегать наличием жидкой воды в атмосферном облаке, поскольку данный фактор может оказать дополнительное негативное влияние на расширение диапазона возможных мест формирования ледяных наростов по сравнению с местами накопления льда в условиях воздействия только ледяных кристаллов (в отсутствии жидкой фазы).



а) зависимость температуры от высоты



б) зависимость общего влагосодержания (TWC) от высоты

Рисунок 8 – Точки, рекомендуемые для выполнения СРА, в соответствии с требованием Приложения D

7.3.3.5 Разработка расчётной модели (пункт 4 на рисунке Рисунок 7)

Расчётная модель процесса льдообразования на элементах проточной части двигателя является ключевым условием предлагаемого метода подтверждения эффективности противообледенительной защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов.

В данной работе предлагается использовать скорректированную модель ANSYS FENSAP-ICE, скорректированную с учётом особенностей физических процессов, сопровождающих формирование льда на элементах проточной части двигателя в условиях воздействия ледяных кристаллов.

Особенности расчётной модели [69 – 71] описаны в разделе 7.4 настоящего документа.

7.3.3.6 Верификация расчётной модели с использованием «прецедента» (пункт 5 на рисунке Рисунок 7)

Предварительная верификация расчётной модели, представленной в предыдущем разделе, выполняется с помощью экспериментальных данных, полученных в результате «прецедента». В качестве «прецедента» можно рассматривать любые результаты стендовых, лётных испытаний или данные, полученные в эксплуатации. Важным условием является наличие максимально возможной информации об атмосферных условиях, режиме работы двигателя и о результирующем состоянии двигателя. Последнее является важным аргументом при доказательстве факта существования

ледяных наростов в процессе «прецедента». Например, наличие льда на лопатках компрессора может быть подтверждено характером повреждений рабочих лопаток компрессора, расположенных ниже по потоку относительно зоны формирования льда.

Процесс предварительной верификации содержит следующие 3 этапа

Этап 1. Выбор «прецедента», случившегося с двигателем в процессе стендовых, лётных испытаний или в процессе эксплуатации, при котором (прямым или косвенным путём) подтверждено воздействие на двигатель условий ледяных кристаллов. Например:

- факт получения двигателем недопустимых повреждений рабочих лопаток компрессора в процессе стендовых испытаний в условиях шквального града, результаты фото и видео фиксации повреждений,
- характер повреждений рабочих лопаток компрессора соответствует повреждению, нанесённому «мягким телом», предположительно льдом,
- рассмотрение случаев работы двигателя в аналогичных атмосферных условиях («прецедента»/«прецедентов»), в результате которых не наблюдалось негативного воздействия на двигатель.

Этап 2. Получение информации об атмосферных условиях, в которых произошёл «прецедент»/«прецеденты», режиме работы двигателя и о результирующем состоянии двигателя.

Этап 3. Выполнение полного комплекса расчётов с использованием расчётной модели с целью определения локализации и скорости роста ледяных наростов, реализуемых в условиях «прецедента»/«прецедентов».

При выполнении расчётов важным моментом является информация о размере кристаллов льда, который существовал при «прецеденте». Особую остроту приобретает данный вопрос при использовании в качестве «прецедента» результатов испытания двигателя в условиях шквального града, поскольку в этом случае присутствует только информация о размере частиц града, а иная информация об их последующем дроблении может заранее не известна.

При рассмотрении данного вопроса следует учитывать процесс интенсивного дробления частиц льда об элементы проточной части компрессора [43, 44]. Это явление приводит к тому, что размер частиц, участвующих в процессе льдообразования на внутренних ступенях компрессора, слабо зависит от исходного распределения размеров частиц кристаллов льда в сечении входа в двигатель.

Кроме того, следует принять во внимание, что основным критерием успешности при моделировании условий ледяных кристаллов является получение ледяных наростов на элементах проточной части компрессора. Если в процессе моделирования с помощью шквального града и при полёте в атмосферном облаке реализуются схожие массогабаритные характеристики ледяных наростов и их локализация, то такое моделирование можно считать удовлетворительным. Если при испытаниях в условиях «прецедента» (в условиях шквального града) наблюдался процесс льдообразования схожий с льдообразованием в условиях ледяных кристаллов, то на данном начальном этапе работы можно предположить, в процессе дробления града при его движении по проточной части компрессора, в потоке реализуется спектральный состав размеров ледяных кристаллов, близкий к реальному.

Кроме того, следует учитывать, что при моделировании воздействия на двигатель условий ледяных кристаллов необходимо воспроизводить не спектральный состав кристаллов, соответствующий нормативным требованиям, а воспроизвести такие условия шквального града, при которых будет реализован процесс нарастания льда на элементах компрессора, близкий к реальным атмосферным условиям ледяных кристаллов. Для этого достаточно обеспечить в потоке кристаллов льда наличие некоторого количества мелких ледяных кристаллов, которые обеспечат достаточное подтаивание при движении по ГВТ и наличие водяной плёнки на поверхности элементов проточной части компрессора. Наличие плёнки воды на поверхности обеспечит прилипание крупных кристаллов (даже если для них не будет обеспечено достаточное подтаивание) и дальнейшее формирование ледяного налёта. Таким образом, даже при существенном отличии спектрального состава кристаллов от нормативных значений, может быть обеспечено корректное моделирование нарастания льда на элементах проточной части компрессора как по локализации налётов, так и по их массогабаритным характеристикам.

Присутствие значительного количества мелких кристаллов в спектре частиц, формирующихся в процессе дробления шквального града, подтверждается следующим образом.

В процессе заброса града происходит его частичное дробление при ударе о кок и другие входные элементы двигателя. Кроме того, при движении потока кристаллов льда (фрагментированных частиц шквального града) вдоль газоздушного тракта двигателя происходит их дальнейшее дробление в результате ударов о рабочие лопатки двигателя и другие элементы проточного тракта. По мере того как частицы перемещаются вглубь проточного тракта двигателя, размеры частиц становятся меньше. На данный факт указывается в различных публикациях, касающихся выполнения испытаний двигателей не в условиях града, а именно в условиях ледяных кристаллов [86]. При этом, подчёркивается, что в процессе движения кристаллов по тракту КНД происходит неизбежное дробление кристаллов, однако оценить степень изменения спектра размеров кристаллов не представляется возможным. Указывается, что вследствие фрагментации частиц деталями двигателя, в частности вращающимися аэродинамическими поверхностями, размер, форма и распределение частиц в меньшей степени влияют на обледенение, чем концентрация (IWC). Однако, если большее льдообразование ожидается на входных элементах двигателя (т.е. первая рабочая ступень или даже входные элементы), то повышается значение размера частиц, их формы и распределения, и этому должно быть уделено дополнительное внимание.

Как правило, при выполнении испытаний в условиях шквального града отсутствуют данные о спектре размеров ледяных частиц, образовавшихся при дроблении града и движущихся по тракту КНД. В силу этого, при выполнении расчётов не представляется возможным моделировать реальное спектральное распределение ледяных частиц, поэтому, расчёты предлагается выполнять путём моделирования монодисперсного потока с различным размером кристаллов: от 3 мкм до 160 мкм.

При таком подходе можно продемонстрировать, что для мелких кристаллов реализуются благоприятные условия для подтаивания, образования жидкой плёнки на поверхностях ГВТ компрессора, а также, для возникновения благоприятного сочетания

термодинамических характеристик в потоке, благоприятствующих льдообразованию (температуры влажного термометра и др.). Для более крупных капель реализуются благоприятные условия для их выпадения на поверхности элементов ГВТ компрессора, прилипания к ним и образования ледяных наростов.

1. На основании результатов расчётов с использованием расчётной модели выполняются следующие анализы.
 - выполняется проверка соответствия мест формирования ледяных наростов, полученных расчётным путём, и мест повреждений рабочих лопаток компрессора;
 - проводится оценка соответствия расчётной величины массогабаритных характеристик ледяных наростов величинам повреждений рабочих лопаток компрессора, полученных в процессе испытаний (в «прецеденте»); при этом, предпочтительно выполнение расчётной оценки величин повреждений лопаток кусками льда, размер которых был определён в расчёте;
 - рекомендуется оценить возможность расчётной модели предсказать отсутствие формирования льда для случаев работы двигателя в аналогичных атмосферных условиях («прецедента»/«прецедентов»), в которых не наблюдалось негативного воздействия на двигатель.
2. О положительных результатах предварительной верификации расчётной модели свидетельствует достоверное предсказание появления льдообразований в компрессоре двигателя по следующим критериям:
 - локализации наростов внутри проточной части,
 - массогабаритным характеристикам ледяных наростов,
 - местам повреждений рабочих лопаток,
 - отсутствию негативного воздействия на двигатель на режимах, на которых расчётная модель предсказывает отсутствие ледяных наростов в компрессоре.

7.3.3.7 Адаптация расчётной модели (пункт 6 на рисунке Рисунок 7)

Расчётная модель адаптируется в соответствии с особенностями конструкции и условиями эксплуатации рассматриваемого двигателя.

7.3.3.8 Расчетный анализ критических точек (пункт 7 на рисунке Рисунок 7)

Расчётный анализ критических точек выполняется с целью выявления наиболее опасных элементов проточной части двигателя как с точки зрения максимального нарастания льда, так и с точки зрения вероятности срыва этого льда с последующим повреждением элементов двигателя. Расчёты проводятся с использованием верифицированной и адаптированной расчётной модели в границах огибающей условий обледенения.

Расчетное обоснование критической точки является аналитическим методом, направленным на поиск сочетания условий огибающей по Приложению D к АП-33 и

режимов работы двигателя при которых проявляются наиболее неблагоприятные последствия на работу двигателя, указанные в АП-33 (а), (е*). При условии демонстрации эффективности ПОЗ на режимах, определённых в результате выполнения СРА, двигатель удовлетворяет сертификационным требованиям, изложенным в АП-33 (а), (е*). Расчетное обоснование критической точки должно включать рассмотрение условий обледенения, указанных в Приложении D к АП-33. При выполнении расчетного обоснования критической точки должна быть рассмотрена огибающая условий обледенения в соответствии с указанным приложением в сочетании с диапазоном скоростей воздушного судна и мощностей двигателя, определенным изготовителем двигателя. Также должна быть рассмотрены условия длительного полёта в условиях обледенения (например, в зоне ожидания в полете) или повторяющееся вхождение в зону обледенения. Указанные комбинации условий в процессе Расчетного обоснования критической точки должны определить наиболее критические эксплуатационные условия обледенения.

Заявителю следует гарантировать, что расчет верифицирован с использованием данных испытаний. Расчетное обоснование критической точки должно выполняться при таком сочетании окружающих условий и режимов работы двигателя, при которых ожидается максимальное накопление льда, наиболее неблагоприятные места нарастания льда и наиболее критические рабочие условия двигателя с точки зрения сброса и засасывания льда. Заявитель может предложить условия за пределами огибающей условий по Приложению D (например, рекомендуемые условия, которые являются более жесткими, основываясь на действительном опыте эксплуатации). Заявитель может также дополнить Расчетное обоснование критической точки данными доводочных испытаний (например, мокрое и сухое испытание с термометрированием, модельное испытание двигателя или его элементов, а также иные виды испытаний, которые могут быть признаны приемлемыми Уполномоченным органом).

Расчетное обоснование критической точки должно включать расчеты нарастания льда, которое учитывает массогабаритные характеристики образующегося льда, изменение аэродинамических характеристик элементов проточной части двигателя с учётом наростов льда, а также механическое воздействие оторвавшихся кусков льда на элементы проточной части двигателя. Например, процесс засасывания ледяных кристаллов на вход в вентилятор и газогенератор, скорости соударения ледяных кристаллов о критические поверхности, учитывать влияние скорости воздушного судна на двухфазный поток на входе в двигатель, учитывать конструктивные особенности двигателя, такие как перепуск воздуха в компрессоре и учитывать влияние степени двухконтурности и др. Расчетное обоснование критической точки должно также включать балансы массы энергии для критических поверхностей двигателя (например, воздействия теплоты испарения и теплоты плавления, а также изолирующего воздействия льда).

Демонстрация эффективности ПОЗ на режимах, определённых в результате выполнения СРА, должна основываться на летных испытаниях и/или анализе/расчете (валидированном на основании результатов испытаниями двигателя/компонентов), и/или модельных испытаниях двигателя и/или его компонентов (при необходимости подтвержденном испытаниями).

Элементы Расчетного обоснования критической точки .

Расчетное обоснование критической точки должно учитывать, как минимум, следующие проблемы обледенения, перечисленные ниже.

Проблема № 1. Повреждение вследствие сброса льда. Сброшенный лед может вызвать повреждение двигателя, если он ударяет о элементы проточной части двигателя с достаточной массой и скоростью. Следующие типы повреждения являются общими, и необходимо включить их в Расчетное обоснование критической точки с оценкой каждого:

- различные вращающиеся и неподвижные элементы компрессора являются восприимчивыми к повреждению сбросом льда,

- следует учитывать, что на цикл сброса льда для вращающихся поверхностей, таких как лопасти компрессора сильно влияет частота вращения ротора и адгезионная сила сцепления льда с поверхностью. Адгезионная сила обычно увеличивается с уменьшением температуры поверхности. Толщина льда и частота вращения ротора во время сброса определяют опасность удара. Доступные данные обычно показывают, что сбрасывание с ненагретых вращающихся и статорных деталей может быть крайне различным и трудным для прогнозирования. Это происходит из-за изменчивых факторов, таких как адгезионные свойства, местные термодинамические условия и структура льда.

- при определении критических условий для повреждения элементов компрессора следует рассматривать параметры, указанные в разделе 7.3 настоящего документа.

Проблема № 2. Работоспособность двигателя и пересогласование компрессора. Сброс льда от расположенных выше по потоку компонентов может повлиять на работоспособность компрессора. Наличие льда или воды от тающего льда в газовоздушном тракте может вызвать изменения цикла компонента двигателя. Двигатель должен быть способен к приёмистости от минимального полетного малого газа до взлетной мощности без неприемлемой потери мощности. Сбросы льда не должны приводить к срыву пламени, падению оборотов или помпажу. Расчетное обоснование критической точки должно демонстрировать условия, при которых ожидается минимальный запас по работоспособности двигателя (по запасам газодинамической устойчивости, срыву пламени и т.д.).

Проблема № 3. Блокировка льдом проточной части компрессора. Накопление льда на поверхностях проточной части компрессора уменьшать проходное сечение, увеличивать газодинамическое сопротивление и приводить к пересогласованию цикла двигателя. Это должно быть рассмотрено в Расчетном обосновании критической точки. Для мощностей двигателя, которые могут поддерживать горизонтальный полет, следует предусмотреть демонстрацию нескольких циклов сброса наростшего льда, показав, что отсутствуют неблагоприятные последствия для работы от нарастаний или сбросов льда

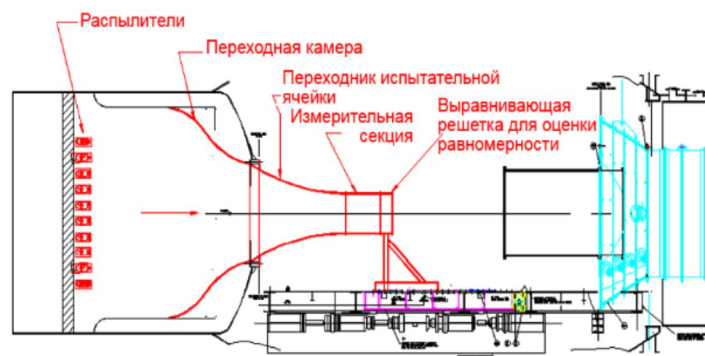
7.3.3.9 Определение стендовых режимов, эквивалентных критическим полетным режимам (пункт 8 на рисунке Рисунок 7)

Результатом выполнения анализа критических точек является перечень критических режимов, для которых необходимо продемонстрировать (комбинацией

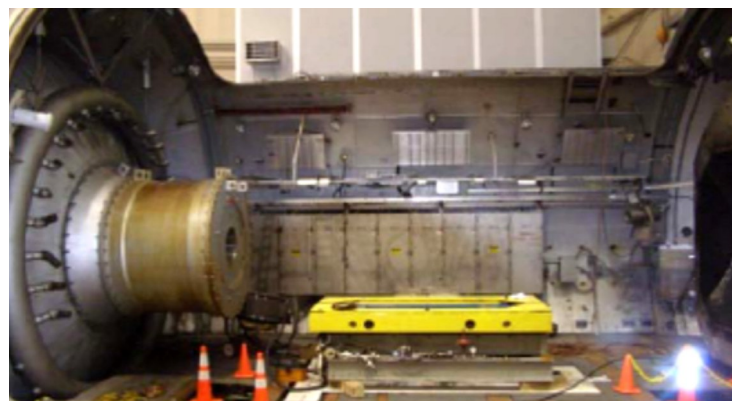
расчётных и экспериментальных методов) эффективность защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов. В процессе экспериментальной демонстрации следует показать, что при работе двигателя на выбранных режимах при максимально возможном нарастании льда на элементах компрессора будут отсутствовать недопустимые изменения в работе двигателя, указанные в нормативных документах (в соответствии с требованиями АП-33.68). Выполнение подобной демонстрации на полноразмерном двигателе большой тяги не представляется возможным, поскольку в мире отсутствуют соответствующие стенды, пригодные для моделирования искусственных условий обледенения ледяными кристаллами.

В отсутствии высотных стендов, способных обеспечить испытания полноразмерных двигателей в условиях искусственного атмосферного облака ледяных кристаллов рекомендуется выполнять демонстрацию эффективности ПОЗ с использованием модельных испытаний. Исходя из международного опыта выполнения подобных испытаний можно предложить следующие варианты, перечисленные ниже.

Вариант № 1. Испытания двигателей малого размера. Подобные испытания могут быть выполнены, например, в исследовательском Центре Глена (США) на стенде PSL-3 (Propulsion Systems Laboratory) (рисунок Рисунок 9) [96 – 100]. В России подобные стенды в настоящее время отсутствуют. Параметры стенда и параметры, ограничивающие его применение, описаны в разделе 7.3.1.



а) схема стенда



б) общий вид стенда

Рисунок 9 – Стенд PSL-3 (Propulsion Systems Laboratory) в Центре Глена (США)

Вариант № 2. Испытания моделей вентиляторов с укороченными (обрезанными)

лопатками или испытания отдельно компрессора двигателя [80, 81]. Схема подобных испытаний представлена на рисунке Рисунок 10.

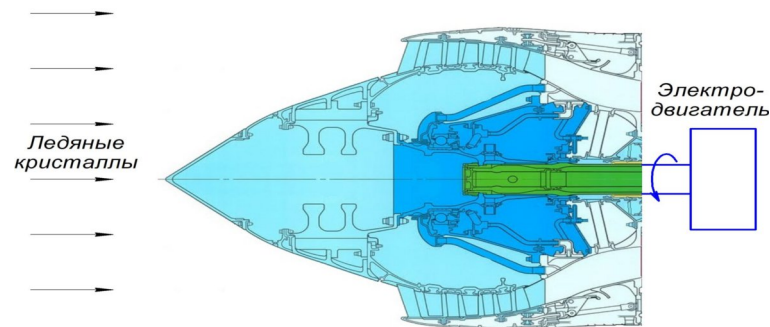


Рисунок 10 – Схема выполнения модельных испытаний компрессора двигателя

Подобные испытания также могут быть выполнены на стенде PSL-3 (Propulsion Systems Laboratory), указанном выше.

Вариант № 3. Моделирование воздействия на двигатель условий ледяных кристаллов в высотных условиях путём забрасывания на вход в двигатель шквального града на наземном открытом стенде [69, 72, 73, 70]. Общий вид стендов, предназначенных для проведения подобных испытаний, представлен на рисунке Рисунок 11.



а) открытый испытательный стенд «Полуево» [101, 102]



б) испытательный стенд Peebles, штат Ohio [103, 104]

Рисунок 11 – Наземные испытательные стенды открытого типа, предназначенные для моделирования условий шквального града

При выполнении подобных испытаний необходимо корректно моделировать внешние условия полёта по высоте, скорости полёта, температуре окружающего воздуха, условия атмосферного облака ледяных кристаллов и режимы работы двигателя.

В процессе моделирования на стенде необходимо так скорректировать условия испытания, чтобы воспроизвести распределение термодинамических параметров вдоль газоздушного тракта двигателя, при котором будут обеспечены наиболее благоприятные условия для льдообразования на элементах компрессора двигателя. При этом, необходимо обеспечить подобие процесса формирования льда как в отношении его локализации (образования льда на тех же участках газоздушного тракта, на которых оно наблюдалось в высотных условиях), так и в отношении массовой скорости накопления льда.

Методические вопросы, касающиеся корректного моделирования параметров испытаний, описаны в разделах 7.5, 7.6 настоящего документа.

7.3.3.10 Формирование матрицы испытаний (пункт 9 на рисунке Рисунок 7)

Вопрос формирования матрицы испытаний рассмотрен в разделах 7.5, 7.6 настоящего документа.

7.3.3.11 Модельные испытания (пункт 10 на рисунке Рисунок 7)

Методические вопросы выполнения модельных испытаний рассмотрены в разделах 7.5, 7.6 настоящего документа.

7.3.3.12 Экспериментальная демонстрация (пункт 11 на рисунке Рисунок 7)

Методические вопросы экспериментальной демонстрации в ходе испытаний периодичности срывов льда и отсутствия недопустимых повреждений рассмотрены в [69, 72, 73] и в разделе 7.6 настоящего документа.

7.3.3.13 Валидация расчётной модели и расчётная оценка эффективности ПОЗ во всей области огибающей (пункт 12, 13 на рисунке Рисунок 7)

Валидация расчётной модели и расчётная оценка эффективности ПОЗ во всей области огибающей выполняются в соответствии с рекомендациями, изложенными в разделах 7.3.3.8 и 7.4 настоящего документа.

7.3.3.14 Подтверждение эффективности ПОЗ (пункт 14 на рисунке Рисунок 7)

Методические вопросы подтверждения эффективности ПОЗ рассмотрены в [69, 72, 73] и в разделах 7.4 и 7.6 настоящего документа.

7.3.3.15 Представление документов в Уполномоченный орган для получения сертификата соответствия (пункт 15 на рисунке Рисунок 7)

При подтверждении эффективности ПОЗ по пункту 14 на рисунке Рисунок 7 документы представляются в Уполномоченный орган для получения сертификата соответствия.

7.3.3.16 Рекомендации по повышению эффективности ПОЗ (пункт 16 на рисунке Рисунок 7)

Рекомендации по повышению эффективности ПОЗ подтверждения эффективности ПОЗ рассмотрены в разделе 7.7 настоящего документа.

7.4 Программные продукты для численного моделирования воздействия атмосферного облака ледяных кристаллов на работу двигателя

В процессе выполнения анализов могут использоваться различные категории программных средств:

- хорошо известный всесторонне рассмотренный в литературных источниках программный продукт (например, CFD), прошедший валидацию в рамках тех условий, которых предполагается рассматривать в ходе выполнения данной работы;
- специальный программный продукт, не прошедший валидацию в полном объёме для всех типов авиационных двигателей и для всех условий, которые могут быть реализованы в любом двигателе в процессе эксплуатации.

Как правило, любой известный программный продукт не валидирован в полном объёме и не может быть напрямую применен к любому авиационному двигателю и для любых условий. Поэтому в процессе выполнения сертификационных мероприятий рекомендуется любой из применяемых методов подвергать дополнительной валидации с использованием экспериментальных данных, полученных путём модельных испытаний на элементах сертифицируемого двигателя.

Блок-схема выполнения валидации программного продукта представлена на рисунке Рисунок 12.

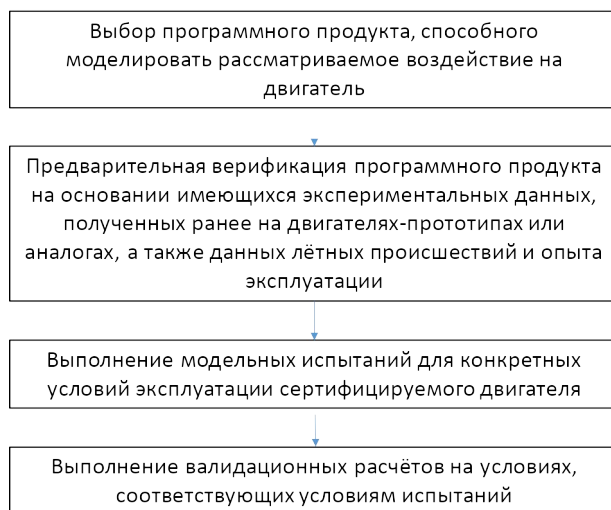


Рисунок 12 – Блок-схема выполнения валидации программного продукта

В процессе анализа процесса воздействия атмосферного облака ледяных кристаллов на работу двигателя применяются следующие программные продукты:

- программный продукт для определения возможности накопления льда в определённых местах двигателя,

- программный продукт для определения массогабаритных характеристик нарастающего льда,
- программный продукт для определения вероятности сброса льда с элементов проточной части двигателя,
- программный продукт для определения траектории движения оторвавшегося куска льда и места его удара,
- программный продукт для определения ударной нагрузки куском льда на лопатку и величины её повреждения в результате удара,
- программный продукт для выполнения оценки влияния нарастания льда в проточной части компрессора на характеристики двигателя (тяга, температура газа за турбиной, запасы газодинамической устойчивости компрессора, запасы устойчивости по погасанию камеры сгорания и т.д.).

7.4.1 Программный продукт для определения возможности накопления льда и его массогабаритных характеристик

Для определения возможности накопления льда в определённых местах двигателя и оценки массогабаритных характеристик нарастающего льда могут быть использованы различные программные продукты, однако, при применении любого из них необходима коррекция ПМ в соответствии с особенностями решаемой конкретной задачи и особенностями конструкции конкретного двигателя.

В качестве примера рассматривается методический подход к определению локализации и массогабаритных характеристик нарастания льда в компрессоре двигателя с использованием программного комплекса FENSAP TURBO [69, 72, 73].

Последовательность операций при выполнении расчётов нарастания льда на элементах проточной части компрессора [69] описана ниже.

- 1) Расчёт нарастания льда с использованием программного комплекса FENSAP TURBO
- 2) Коррекция результата с учётом отсутствия нарастания льда на рабочих лопатках компрессора
- 3) Коррекция результата с учётом возможности формирования льда в углублениях проточной части
- 4) Коррекция результата с учётом возможности устойчивого формирования льда на неподвижных элементах проточной части
- 5) Коррекция результата с учётом возможности формирования льда на обогреваемых поверхностях
- 6) Коррекция результата с учётом отсутствия формирования льда на элементах двигателя, расположенных выше по потоку относительно мест фактического нарастания льда, включающая в себя:
 - учет повышения концентрации кристаллов на ступенях компрессора, находящихся ниже по потоку, за счёт отсутствия нарастания льда на элементах, находящихся выше по потоку,
 - коррекция скорости роста ледяных наростов с учётом повышенной концентрации кристаллов на ступенях компрессора, находящихся ниже по потоку.
- 7) Получение скорректированных параметров роста льда:

- локализация ледяных наростов на элементах проточной части компрессора и
- массовая скорость формирования льда на каждом элементе проточной части

В соответствии с данной моделью, моделирование формирования льда выполняется в соответствии с термодинамическим балансом на поверхности. Данная модель корректно воспроизводит термодинамические процессы, происходящие при формировании ледяного нароста, и позволяет рассчитать аэродинамические, тепловые и дисперсные поля двухфазного потока внутри проточной части двигателя:

- поля течения газовой и дисперсной фазы,
- термодинамические эффекты плавления кристаллов, движущихся в газовом потоке,
- эффекты улавливания частиц элементами проточного тракта,
- термодинамические эффекты формирования льда на поверхности,
- в некоторой степени, эффекты отскока частиц, разбрызгивания водяной плёнки, текущей по поверхности объекта.

Недостаток расчётной модели FENSAP TURBO состоит в том, что она не позволяет точно определить локализацию ледяных наростов по проточному тракту двигателя, поскольку в расчёте не учитывается, что формирование льда в условиях ледяных кристаллов происходит при температуре поверхности вблизи 0°C , что приводит к течению плёнки воды по поверхности и осложняет оценку адгезионных сил сцепления образующегося льда с поверхностью (отсутствие возможности предсказания учёта прилипания льда к поверхности).

При расчёте нарастания льда с помощью указанной модели получаем множественные ледяные наросты в широкой области проточной части компрессора, однако, в действительности, далеко не все рассчитанные ледяные наросты останутся на поверхностях, поскольку многие из них сорвутся в проточную часть на начальной стадии их формирования и, в силу их малости не окажут существенного негативного воздействия на работу двигателя и не вызовут недопустимых повреждений лопаток компрессора.

Возникающие при этом ошибочные оценки масс льда формирующегося на элементах компрессора, находящихся выше по течению, вызывают уменьшение концентрации частиц льда ниже по течению. Это приводит к заниженным оценкам массовых характеристик ледяных наростов, формирующихся ниже по течению.

Для компенсации указанных недостатков расчётной модели рекомендуется внести следующие коррективы в указанную выше последовательность операций при выполнении расчётов нарастания льда на элементах проточной части компрессора.

При выполнении п.2 указанной последовательности рекомендуется принять допущение об отсутствии формирования льда на рабочих лопатках компрессора. При этом предполагается, что сброс льда с поверхности вращающейся лопатки происходит малыми порциями, не допуская существенного накопления.

Рекомендуется принять во внимание тот факт, что процесс формирования льда в условиях ледяных кристаллов происходит в присутствии плёнки воды на поверхности, что обеспечивает наличие жидкой смазки под формирующимся ледяным наростом. В силу указанных причин, формирующийся на поверхности ледяной нарост удерживается на поверхности лопатки только аэродинамическими силами воздушного потока

(направление силы – вдоль потока). Воздействие на ледяной нарост центробежных сил, действующих по нормали к направлению потока, приводит к сбросу льда с поверхности, не давая ему сформироваться до значительных размеров.

При выполнении п.3 указанной последовательности рекомендуется принять допущение о возможности формирования льда во впадинах проточной части компрессора. В процессе формирования льда в условиях ледяных кристаллов лед может накапливаться во впадинах, не смотря на наличие жидкой смазки. В этом случае сцепление льда с поверхностью происходит не за счёт адгезионных сил, а за счёт геометрических характеристик впадины.

При выполнении п.4 указанной последовательности рекомендуется принять во внимание возможность устойчивого формирования льда на неподвижных элементах проточной части компрессора. При этом, рекомендуется учесть опыт зарубежных исследований, полученный в процессе испытаний двигателя Honeywell [41], который показал, что для устойчивого формирования льда на неподвижных элементах необходимо выполнение трёх условий:

- температура влажного термометра в диапазоне $0 \div 3,5^{\circ}\text{C}$ [3, 72, 15, 74, 75],
- наличие содержание жидкой воды в потоке $0,04 < \text{LWC/TWC} < 0,31$, что обеспечивает некоторую степень подплавления кристаллов льда [4, 5, 38, 65-67, 76, 81, 88-95],
- диапазон величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха находится в пределах $G_{\text{water}}/G_{\text{air}} > 0,008$ [87, 75].

При выполнении п.5 указанной последовательности рекомендуется принять во внимание возможность нарастания льда на поверхностях двигателя, подвергающихся внешнему нагреву (от внутренних источников тепла двигателя).

При выполнении п.6 указанной последовательности рекомендуется учесть тот факт, что отсутствие формирования льда на элементах двигателя, расположенных выше по потоку, повышает концентрацию ледяных кристаллов в областях компрессора, расположенных ниже по потоку. Одновременно с введением коррекции на отсутствие ледяных наростов, расположенных вверх по потоку (относительно расчёта по модели FENSAP TURBO), рекомендуется ввести коррекцию увеличения массы ледяных наростов на элементах проточной части, расположенных ниже по потоку.

При выполнении п.7 указанной последовательности рекомендуется использовать результаты выполнения расчётов по программе FENSAP TURBO (по п.1) и выполнения коррекций получаемых результатов по пунктам 2÷6. При этом определяются следующие скорректированные параметры роста льда:

- распределение ледяных наростов по проточной части компрессора,
- массовая скорость формирования льда на каждом элементе.

Указанные результаты расчётов являются определяющими для выполнения дальнейших анализов: анализа критических точек (п.7 рисунка Рисунок 7), определения стендовых режимов, эквивалентных полётным режимам (п.8 рисунка Рисунок 7), формирования матрицы испытаний (п.9 рисунка Рисунок 7) и выполнения расчётной оценки эффективности ПОЗ во всей области огибающей (п.13 рисунка Рисунок 7).

7.4.2 Программный продукт для расчёта изменения характеристик двигателя при попадании в условия ледяных кристаллов

Вопросы влияния ледяных наростов, образующихся на элементах проточной части компрессора, на изменение характеристик газотурбинного авиационного двигателя рассматривались ранее в отношении условий «классического» обледенения (условия жидких переохлаждённых капель) [107, 108]. Построение термодинамической модели двигателя выполняется на основании данных испытаний в условиях обледенения и с использованием программного продукта, например, разработанного в ЦИАМ и описанного в работе [107]. Полученная таким образом термодинамическая модель может быть корректно применена исключительно для данного двигателя, в экспериментально исследованном диапазоне режимов работы и в диапазоне испытанных внешних условий обледенения. Расширение условий применения подобной термодинамической модели за пределы огибающей условий испытаний принципиально возможно, но должно выполняться с большой осторожностью. При этом должно быть представлено убедительное обоснование корректности применимости модели в отношении двигателя иной конструкции, или в ином диапазоне внешних условий, или в ином диапазоне режимов работы двигателя. Как правило, подобное обоснование крайне трудоёмко, а подтверждение корректности может потребовать проведение новых испытаний двигателя в условиях обледенения, что, во многом, снижает ценность подобной термодинамической модели двигателя.

Аналогичные работы проводились и в отношении влияния атмосферных условий ледяных кристаллов на характеристики узлов двигателя. В ряде работ [30, 109-116] на основании результатов стендовых испытаний двигателя Honeywell (ALF502R-5) в условиях ледяных кристаллов рассмотрены вопросы о влиянии указанных условий на характеристики двигателя, а также выполнена попытка адаптации этих характеристик для применения в термодинамической модели ТРДД.

Например, исследования, выполненные в центре Глена (США) [30, 110] описывают процесс моделирования изменения характеристик двигателя при воздействии на них искусственного облака ледяных кристаллов с использованием программного продукта NPSS. Влияние обледенения на характеристики двигателя моделируется путём введения коэффициента загромождения проходного сечения ступени компрессора, на которой происходит образование ледяного нароста. При этом, в работе [30] указывается, что скорость роста загромождения проходного сечения определялась как сумма физической блокировки, вызванной нарастанием льда, а также блокировки, связанной с ростом пограничного слоя в компрессоре.

Предложенный подход позволяет выявить существенные закономерности обледенения двигателя в условиях ледяных кристаллов и описать уже имеющиеся в распоряжении экспериментальные данные, полученные для конкретного двигателя Honeywell (ALF502R-5) с присущей ему конструкцией проточной части и только ему присущими термодинамическими характеристиками [117-119]. Термодинамическая модель, полученная таким образом, основана на обработке результатов испытаний конкретного двигателя и имеет ограничение в применении, аналогичные описанным ранее для термодинамических моделей при воздействии условий жидких

переохлаждённых капель. Дальнейшее применение такой модели корректно только в отношении двигателя, для которого были получены экспериментальные данные. Применение полученной модели к иному двигателю не корректно, поскольку для этого необходимо выполнение аналогичных стендовых испытаний с последующей соответствующей корректировкой термодинамической модели двигателя.

Термодинамическая модель двигателя, учитывающая воздействие на него ледяных кристаллов, должна быть валидирована на основании результатов испытаний в условиях обледенения и скорректирована с учётом динамики изменения характеристик ступеней компрессора в условиях нарастания и срыва ледяных наростов. Модель двигателя должна отражать изменение характеристик ступеней компрессора по мере трансформации геометрий проточной части, рабочих и направляющих лопаток. Кроме того, модель должна отражать процесс термодинамического воздействия ледяных кристаллов и срывающегося льда на рабочий процесс двигателя.

Для корректного построения термодинамической модели двигателя, учитывающей влияние нарастания льда на элементах компрессора необходимо выполнить следующие расчёты:

- определить возможность нарастания льда и его локализацию на соответствующих элементах проточной части компрессора с использованием программного продукта, описанного в предыдущем разделе,
- оценить форму и размер образующихся ледяных наростов с использованием программного продукта, описанного в предыдущем разделе,
- выполнить термодинамический расчёт соответствующей ступени компрессора, на котором происходило нарастание льда, и рассчитать характеристику указанной ступени с учётом её изменённой геометрии (с учётом нарастания льда),
- скорректировать термодинамическую модель двигателя с учётом изменённой характеристики ступени/ступеней, на которых выявлено образование льда,
- выполнить валидацию полученной модели на основании имеющихся экспериментальных данных, например, на основании данных «прецедента»,
- дальнейшие расчёты характеристик двигателя выполнять с использованием скорректированной модели.

Приведенный выше алгоритм позволяет корректно определять степень влияния ледяных кристаллов на характеристики двигателя.

7.5 Рекомендации по моделированию на наземном открытом стенде процесса обледенения двигателей при полётах в климатических условиях ледяных кристаллов (определение стендовых режимов, эквивалентных критическим полетным режимам)

При моделировании воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов на наземном открытом стенде [72, 73] необходимо корректно моделировать внешние условия полёта по высоте, скорости полёта, температуре окружающего воздуха, условия атмосферного облака ледяных кристаллов и режимы работы двигателя.

Как было указано выше, в процессе моделирования на стенде необходимо так скорректировать условия испытания, чтобы воспроизвести распределение

термодинамических параметров вдоль газозвдушного тракта двигателя, при котором будут обеспечены наиболее благоприятные условия для льдообразования на элементах компрессора двигателя. При этом, необходимо обеспечить подобие процесса формирования льда как в отношении его локализации (образования льда на тех же участках газозвдушного тракта, на которых оно наблюдалось в высотных условиях), так и в отношении массовой скорости накопления льда.

Выполнение подобных испытаний на двигателе при удовлетворении указанных критериев является существенной проблемой, поскольку при этом необходимо корректно моделировать внешние температурные условия, условия атмосферного облака ледяных кристаллов и режимы работы двигателя. Важным аспектом моделирования обледенения на наземном стенде является ограниченность условий испытаний температурами окружающего воздуха в зимний период в месте расположения стенда, для большинства стендов этот диапазон - не ниже от минус 20 до минус 25 °С. Рекомендуется способ [73] моделирования обледенения двигателя в полёте при попадании в атмосферные условия ледяных кристаллов с помощью выполнения испытаний на стенде в диапазоне температур наружного воздуха, реально достижимых в условиях наземного открытого стенда.

Общий принцип предлагаемого методического подхода заключается в следующем. В процессе испытаний на открытом наземном стенде моделируются условия испытания и режим работы двигателя, при которых воспроизводится распределение термодинамических параметров вдоль газозвдушного тракта двигателя, при которых реализуются наиболее благоприятные условия для льдообразования на элементах компрессора двигателя. При этом, необходимо обеспечить подобие процесса формирования льда в стендовых условиях и в условиях полёта, то есть в высотных условиях во всём диапазоне режимов работы двигателя и при соответствующей низкой температуре окружающего воздуха вплоть до $-60 \div -70$ °С. Подобие процесса формирования льда предполагает как аналогичную локализацию ледяных наростов (образования льда на тех же участках газозвдушного тракта, на которых оно наблюдалось в высотных условиях), так и близкие величины массовых скоростей накопления льда.

В случае моделирования полётных условий, характеризующихся высокой (около нулевой) температурой наружного воздуха и низкой частотой вращения вала вентилятора, необходимые условия могут быть смоделированы на наземном стенде достаточно легко. Трудности возникают при моделировании полётных условий, характеризующихся низкой (до -60 °С в соответствии с Приложением D [21, 23, 25]) температурой наружного воздуха и высокой частотой вращения вала вентилятора (повышенные режимы работы двигателя). При отсутствии возможности моделирования низкой температуры окружающего воздуха (до $-60 \div 70$ °С) и попытке выполнения испытаний в диапазоне температур наружного воздуха в диапазоне до $-20 \div 25$ °С возникает проблема с моделированием реальной частоты вращения вентилятора (соответствующей реальным высотным условиям), поскольку при этом реализуется повышенная температура воздуха внутри проточного тракта двигателя, не соответствующая условиям льдообразования в полёте. Для решения данной проблемы предложен методический подход.

В целях достижения необходимой локализации льдообразований на элементах проточной части компрессора рекомендуется выполнять испытания, комбинируя внешние температурные условия, реализуемые на открытом стенде $0 < T_n < -25^{\circ}\text{C}$, с режимами работы двигателя. В результате такой комбинации реализуются температурные условия внутри проточной части компрессора, соответствующие реальным полётным условиям, и допускающие формирование льда на соответствующих элементах проточной части компрессора.

Моделирование необходимой массовой скорости нарастания льда на соответствующих элементах компрессора рекомендуется выполнять путём регулирования подачи града на вход в двигатель.

Моделирование сброса льда с элементов проточной части компрессора предлагается выполнять путём выполнения перегазовок двигателя с пониженного режима (на котором выполнялось наращивание льда) до повышенного режима, соответствующего частоте вращения компрессора двигателя при работе на соответствующем режиме в условиях полёта.

Проверка отсутствия недопустимых повреждений элементов проточной части компрессора в процессе воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов предлагается моделировать также с помощью выполнения перегазовок. При таком способе моделирования, регулирование временных промежутков накопления и сброса льда может быть достигнуто путём изменения временных интервалов между перегазовками. Таким образом, может быть достигнута оптимизация массогабаритных характеристик удаляемых ледяных наростов при условии отсутствия недопустимых повреждений элементов компрессора.

Одним из требований подтверждения эффективности ПОЗ двигателя является демонстрация отсутствия недопустимых изменений в его работе: недопустимое падение тяги, недопустимое увеличение вибраций, недопустимое увеличение температуры газа за турбиной и др. Учитывая сложность исследуемых процессов в двигателе, не все критерии, сформулированные в нормативных документах, могут быть продемонстрированы с использованием расчётов. Однако, указанные критерии значительно легче оценить в процессе выполнения испытаний двигателя при имитации накопления и сброса льда. В процессе выполнения этого испытания выполняется комплексная демонстрация эффективности защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов на наиболее опасных режимах, определённых ранее в процессе анализа критических точек. Указанная демонстрация является наиболее убедительной с точки зрения подтверждения требований нормативных документов.

Использование представленного подхода позволяет:

- удовлетворить указанные выше критерии эквивалентности - сходная локализация ледяных наростов в проточной части двигателя и близкие величины массовых скоростей накопления льда в полётных и стендовых условиях,
- экспериментально подтвердить факт сброса льда при частоте вращения компрессора, соответствующей высотным условиям,
- подтвердить отсутствие недопустимых повреждений двигателя (и других негативных воздействий на двигатель) при сбросе кусков льда с массовыми характеристиками не менее, чем лёд, образующийся в полётных условиях,

- подтвердить отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя, предусмотренных нормативными документами.

Реализация предложенного методического подхода к моделированию полётных условий процесса обледенения двигателей ледяными кристаллами на наземных открытых стендах предусматривает выполнение ряда работ.

Входными данными являются результаты анализа критических точек, выполненного с использованием расчётной модели двигателя, описанной в разделе 7.4. Результатом выполнения анализа критических точек является перечень критических режимов, для которых необходимо продемонстрировать (комбинацией расчётных и экспериментальных методов) эффективность защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов. В процессе экспериментальной демонстрации следует показать, что при работе двигателя на выбранных режимах при максимально возможном нарастании льда на элементах компрессора будут отсутствовать недопустимые изменения в работе двигателя, указанные в нормативных документах (в соответствии с требованиями АП-33.68).

Для экспериментальной демонстрации эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов предлагается на первом этапе выполнить анализ возможностей стендовой базы и режимов работы двигателя.

В процессе анализа возможностей стенда предлагается особое внимание обратить на диапазон рабочих температур воздуха, который может ожидаться в зимнее время в районе расположения стенда, для большинства стендов этот диапазон - не ниже -20°C до -25°C .

Кроме того, при выполнении испытаний следует учитывать понижение температуры воздуха на входе в двигатель за счёт подачи холодного воздуха от градовых пушек. В процессе дальнейших расчётов и испытаний следует в качестве T_n рассматривать реальную температуру воздуха на входе в двигатель с учётом влияния градовых пушек.

Анализа диапазона режимов работы двигателя следует выполнять совместно с анализом распределения температур воздуха по длине проточного тракта компрессора. Режим работы двигателя должен находиться в таких пределах, чтобы обеспечить температурные условия в проточной части двигателя, необходимые для процесса нарастания льда. В силу ограниченности диапазона температур наружного воздуха, достижимых на открытом стенде, реализация условий нарастания льда при повышенных режимах работы двигателя невозможна, поэтому следует особое внимание уделить пониженным режимам.

Расчётный анализ параметров ледяных наростов, образующихся в процессе проведения испытаний на наземном открытом стенде, следует выполнять аналогично процедуре анализа критических точек, описанной в разделе 7.4. Отличия от процедуры СРА состоят, в том, что граничные условия по величине и распределению концентрации частиц льда IWC на входе в двигатель при стендовых испытаниях в условиях шквального града не могут быть реализованы таким же образом, как и в случае полётных условий в облаке ледяных кристаллов. При выполнении стендовых испытаний на входе в двигатель существует не облако ледяных кристаллов, а облако шквального града. В процессе дробления о входные элементы двигателя град превращается в ледяные кристаллы

различного размера, которые затем распределяются (вместе с потоком воздуха) между внутренним и внешним контурами двигателя.

Процесс расчёта нарастания льда на элементах проточной части компрессора выполняется в два этапа. На первом этапе выполняется расчёт прохождения града через входные элементы двигателя и определяются величины концентраций и эпюры распределения частиц на входе в компрессор. Полученные данные используются на втором этапе расчёта для расчёта прохождения раздробленных частиц града по газовоздушному тракту компрессора.

Кристаллы, уносимые воздушным потоком во внешний контур, не оказывают существенного влияния на параметры двигателя, определяемые АП-33.68, поэтому в ходе дальнейшего анализа их можно не рассматривать. Отсутствие налипания этих кристаллов на элементы внешнего контура двигателя может быть показано в процессе температурного анализа проточной части внешнего контура, но, даже в случае возникновения налипания кристаллов и образования ледяных наростов на спрямляющих лопатках внешнего контура, срыв льда в проточную часть приведёт к выбрасыванию льда через сопло двигателя, не приводя к неблагоприятным последствиям для двигателя. Кристаллы, уносимые воздушным потоком во внутренний контур, оказывают влияние на работу компрессора, и концентрация этих кристаллов должна быть рассмотрена в дальнейшем расчётном анализе.

Таким образом процесс расчёта процесса льдообразования в стендовых условиях выполняется для проточной части компрессора (исключая область входа в двигатель и зону вентилятора). Граничные условия, задаваемые на входе в компрессор двигателя: спектральный состав частиц льда, общая величина концентрации частиц льда IWC и её распределение по сечению (эпюра концентрации). В процессе выполнения испытаний на наземном открытом стенде в условиях подачи шквального града на вход в двигатель учитываются следующие факторы:

- эпюра распределения концентрации града на входе в двигатель с учётом её формирования градовыми пушками, конфигурация эпюры изменяется в зависимости от количества градовых пушек и их ориентации в пространстве,
- учёт скорости движения града на входе в двигатель,
- расчёт процесса прохождения града через входные элементы двигателя с целью определения эпюры концентрации частиц льда в сечении входа в КНД,
- учёт дробления града о входные элементы двигателя, отскок раздробленных частиц льда и их сепарация вращающимися лопатками вентилятора.

На основании результатов расчётов процесса льдообразования по тракту КНД выполняется поиск режимов работы двигателя для которых принципиально можно ожидать условий льдообразования внутри компрессора. Выбор режимов производится на основании термодинамических критериев льдообразования: температуры влажного термометра, содержания жидкой воды в потоке LWC/TWC, диапазона величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха Gwater/Gair.

Для выбранных режимов определяются зоны формирования и величины массовых скоростей роста льда внутри проточной части компрессора.

Выполняется поиск соответствия между режимами матрицы СРА (режимами, выбранными в качестве критических, в процессе предварительного анализа критических

точек) и режимами, определёнными в результате расчётов, выполненных для стендовых режимов.

На искомом стендовом режиме должны воспроизводиться величины газодинамических параметров внутри газоздушного тракта двигателя, аналогичные величинам газодинамических параметров, реализующихся в условиях полёта на соответствующем критическом режиме работы двигателя (определённых СРА). При этом, поиск соответствия результатов расчётов для стендовых и полётных условий выполняется по следующим критериям: одинаковая локализация ледяных наростов внутри тракта КНД, пропорциональность в массовом распределении наростов льда между ступенями компрессора и близкие величины массовых скоростей роста ледяных наростов.

Выбрав режим по локализации и скорости роста, следует выполнить коррекцию работы стендовой системы, генерирующей градовое облако, по следующим параметрам:

- коррекция по расходу ледяной фазы (раздробленных частиц града) на входе в КНД,
- коррекция по эпюре распределения ледяной фазы (раздробленных частиц града) на входе в КНД,
- коррекция по подаче града,
- коррекция по скорости града на входе в двигатель.

Методические вопросы коррекции указанных параметров описаны в разделе 7.6.

В результате выполнения указанных выше корректировок формируется матрица режимов испытаний, которые должны быть смоделированы в стендовых условиях.

7.6 Методические вопросы выполнения испытаний на наземном открытом стенде

7.6.1 Рекомендации по компоновке оборудования при выполнении испытаний на наземном открытом стенде

При моделировании воздействия на двигатель атмосферных условий атмосферного облака, содержащего ледяные кристаллы, на наземном открытом стенде рекомендуется использовать компоновку оборудования аналогичную компоновке при испытаниях авиационных двигателей в условиях шквального града (нормативные требования АП-33.78, Приложение В к АП-33). Подобные испытания на испытательном стенде в Peebles [104] проходили, в частности, двигатели GE90-115B [103, 120], GE9x [109]. Пример выполнения подобных испытаний показан на рисунке Рисунок 13.

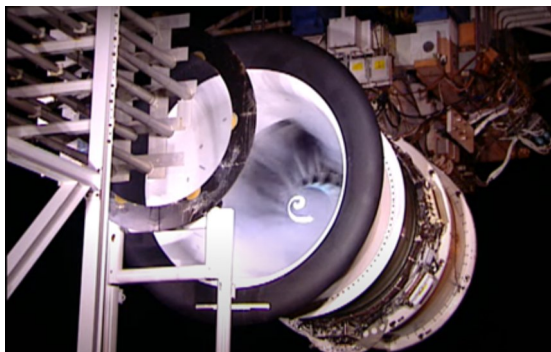


Рисунок 13 – Выполнение испытаний двигателя GEnx [109] на заброс шквального града

В процессе испытаний используются градовые пушки, позволяющие выполнять заброс частиц града на вход в двигатель.

В процессе выполнения испытаний необходимо сконфигурировать имеющееся испытательное оборудование и подобрать параметры забрасываемого града таким образом, чтобы смоделировать такое воздействие на двигатель, которое эквивалентно воздействию условиям атмосферного облака ледяных кристаллов. При этом должны быть выполнены критерии эквивалентности стендовых и полётных режимов, описанные в предыдущем разделе.

В процессе моделирования условий ледяных кристаллов предлагается использовать схему испытаний, представленную на рисунке Рисунок 14.



а) пример компоновки оборудования при испытаниях двигателя GE90-115B [103, 120]



б) обобщённая схема испытаний

Рисунок 14 – Схема испытаний при забросе шквального града

При моделировании воздействия условий ледяных кристаллов на двигатель следует учитывать, значительное сепарирующее воздействие входных элементов

двигателя (прежде всего, обтекателя и вентилятора) на поток частиц льда, поступающих на вход в двигатель. В результате сепарации часть частиц отбрасывается во внешний контур двигателя и не участвует в процессе льдообразования, а другая часть частиц, поступающая во внутренний контур, потенциально может быть причиной образования ледяных наростов внутри проточной части компрессора двигателя.

Таким образом, задача исследования состоит в том, чтобы создать с помощью стендового оборудования такие условия градового облака на входе в двигатель, при которых в сечении входа в КНД двигателя будут реализованы условия ледяных кристаллов, аналогичные условиям, реализуемым в процессе полёта через атмосферное облако ледяных кристаллов [72, 73].

7.6.2 Рекомендации по нахождению условий испытаний на наземном открытом стенде, эквивалентных условиям полёта

Рекомендуется следующий методический подход к определению параметров стендового режима для корректного моделирования условий ледяных кристаллов (Приложение D к АП-33)

Предусмотрено выполнение анализа критических точек, выполняемых согласно методике, описанной ранее. В результате данного анализа определяется перечень точек, представляющих собой сочетание режимов работы двигателя и атмосферных условий обледенения (Приложение D к АП-33), при которых ожидаются наиболее неблагоприятные последствия для двигателя (в соответствии с требованиями АП-33.68). Перечень параметров, определяющий найденный критический режим: высота и скорость полёта, температура окружающего воздуха, режим работы двигателя, полная водность LWC и размер ледяных кристаллов MMD в атмосферном облаке.

Далее выполняется расчёт процесса прохождения ледяных кристаллов через проточную часть двигателя и на основании данного расчёта определяются величины параметров потока, используемые в дальнейшем для сопоставления с аналогичными параметрами, рассчитанными для условий выполнения стендовых испытаний.

Для выполнения указанного сопоставления проводится подбор условий испытаний двигателя на стенде: высота (соответствует барометрической высоте на наземном стенде), температура воздуха (соответствует температуре атмосферного воздуха на наземном стенде), режим работы двигателя, расход града через градовые пушки, эпюра концентрации града на входе в двигатель, размер частиц града. При этом, расчёт условий вдоль газоздушного тракта двигателя выполняется в соответствии с рекомендациями, описанными в разделе 7.4.

При указанных условиях выполняется расчёт процесса прохождения частиц льда через проточную часть двигателя и в результате определяются величины параметров потока, аналогичные полученным ранее при расчёте критического полётного режима.

Далее выполняется сопоставление величин параметров потока, полученных в процессе расчёта полётного и стендового режима. Критерием успешности является соответствие параметров потока, рассчитанных для условий полёта в облаке ледяных кристаллов и для условий стендовых испытаний при забросе шквального града. Выполняется сопоставление следующих параметров потока: расход кристаллов в сечении входа в КНД двигателя и эпюры распределения скорости и массовой

концентрации кристаллов в этом сечении, локализация льда на элементах проточной части компрессора, скорость роста льда на элементах проточной части компрессора.

При соблюдении соответствия указанных параметров в процессе выполнения стендовых испытаний обеспечивается воздействие на двигатель, эквивалентное воздействию реального атмосферного облака в полётных условиях.

Моделирование локализации и скорости нарастания ледяных наростов.

Как правило, при длительном воздействии атмосферных условий ледяных кристаллов на двигатель на элементах проточной части компрессора могут формироваться ледяные наросты значительной величины, способные вызвать недопустимые повреждения его элементов. В силу этого, эффективная защита двигателя от воздействия ледяных кристаллов может быть обеспечена только при условии периодических срывов мелких ледяных наростов, которые не могут вызвать существенных повреждений. Таким образом, на искомом стендовом режиме должны реализовываться близкие (по возможности, равные) скорости роста льда на критических элементах проточной части, что является ключевым условием для демонстрации процесса периодического сброса льда с элементов проточной части компрессора. Если в процессе стендовых испытаний будет смоделирована близкая массовая скорость нарастания льда на элементах проточной части, что и в полётных условиях, это явится доказательством равной периодичности срывов льда как в стендовых, так и в полётных условиях. Факт периодичности срывов льда может быть подтверждён результатами видеонаблюдений с видеокамер, установленных в проточной части компрессора.

На наиболее критических элементах проточной части массовая скорость нарастания льда должна быть, по возможности, равной скорости нарастания льда на соответствующих элементах в полётных условиях. На менее критических элементах скорость роста льда на модельном режиме может отличаться от скорости роста в полётных условиях (при этом следует доказать, что данные отклонения приводят к повышению консервативности, то есть, не приведут к снижению жёсткости воздействия на двигатель).

Приведенные аргументы подтверждают, что локализация льда на элементах проточной части и массовая скорость нарастания льда крайне важны в процессе поиска параметров стендового режима, эквивалентного полётному режиму.

Для обеспечения необходимой локализации и необходимой массовой скорости нарастания льда следует выполнить расчёты нарастания льда на элементах проточной части компрессора для двух случаев. Во-первых, для случая воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов в процессе полёта. Во-вторых, для случая воздействия на двигатель условий шквального града на наземном открытом стенде.

Основными отличиями в порядке выполнения расчётов для полётного и стендового случаев являются: задание граничных условий на входе в двигатель и режим работы двигателя.

7.6.3 Рекомендации по заданию граничных условий в процессе расчётного определения режимов испытаний на наземном открытом стенде

7.6.3.1 Граничные условия в условиях полёта

При расчёте воздействия на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов в процессе полёта задаются условия, соответствующие высоте, скорости полёта, температуре окружающего воздуха, концентрации ледяных кристаллов в атмосферном облаке TWC, размер ледяных кристаллов MMD. Скорость полёта ледяных кристаллов совпадает со скоростью воздушного потока на входе в расчётную область. Распределение концентрации ледяных кристаллов в объёме облака предполагается равномерным, что соответствует реальным атмосферным условиям, рисунок Рисунок 15. Режим работы двигателя соответствует режиму, на котором выполняется полёт в соответствующих высотных условиях.

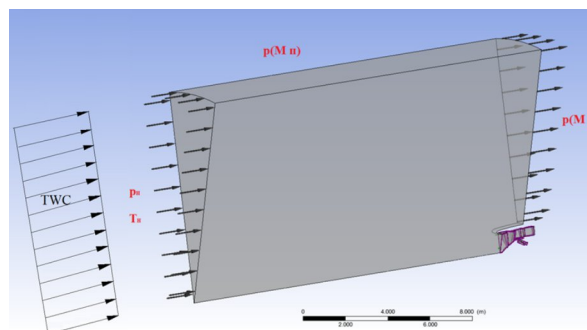


Рисунок 15 – Задание граничных условий при моделировании полёта

7.6.3.2 Граничные условия в условиях стенда

В процессе выполнения расчётов для случая воздействия на двигатель условий шквального града на наземном открытом стенде следует определить какие параметры двухфазного потока необходимо воспроизвести на стенде, чтобы получить параметры локализации и массовой скорости роста льда в проточной части компрессора, наиболее приближённые к параметрам, полученным ранее для условий полёта.

При расчёте воздействия на двигатель условий шквального града на наземном открытом стенде задаются следующие условия для воздушного потока: барометрическое давление и температура окружающего воздуха, соответствующие условиям испытаний на стенде. Скорость полёта равна нулю. Для частиц града задаётся их массовая концентрация, размер и скорость полёта в сечении входа в двигатель.

Режим работы двигателя соответствует режиму, на котором выполняется полёт в соответствующих высотных условиях.

7.6.3.3 Граничные условия по скорости града

Скорость града определяется давлением воздуха, подаваемого на градовые пушки и измеряется в процессе выполнения предварительных калибровочных испытаний. Таким образом, регулирования скорости града в сечении входа в двигатель может быть использовано с целью достижения необходимых результатов по локализации и массовой скорости нарастания льда на элементах проточной части компрессора.

7.6.3.4 Граничные условия по массовой концентрации частиц града TWC

Массовая концентрация частиц града на входе в двигатель определяется величиной массового расхода града через градовые пушки и пространственным распределением концентрации града в сечении входа в двигатель. Пространственное распределение концентрации града влияет на процентное соотношение между количеством града, попавшим внутрь двигателя, и общим количеством града, прошедшим через градовые пушки. Указанное процентное отношение определяется видом эпюры концентрации града в сечении входа в двигатель.

7.6.3.5 Граничные условия по эпюре концентрации частиц града в сечении входа в двигатель.

В отличие от концентрации ледяных кристаллов в атмосферном облаке, эта величина не является равномерной по сечению и соответствует реальному распределению частиц града, создаваемому градовыми пушками на стенде. Концентрация частиц града TWC задаётся в виде эпюры в сечении входа в двигатель, рисунок Рисунок 16.

Градовые пушки, используемые для имитации шквального града (рисунок Рисунок 16), создают в сечении входа в двигатель облако частиц с определённой концентрацией, которая, в общем случае, не равномерна по сечению. Эпюра распределения концентрации частиц по сечению зависит от конфигурации стендового оборудования и его технических характеристик (конструкции и количества пушек, их взаимного расположения и ориентации в пространстве, расхода воздуха, подаваемого на пушки и т.д.). Расчётное определение эпюры представляется затруднительным, поэтому обычной практикой при выполнении испытаний в условиях шквального града является экспериментальное определение эпюры распределения концентрации града в процессе предварительных калибровочных тестов.

Пример модельных эпюр концентраций частиц града в сечении входа в двигатель представлен на рисунке Рисунок 16. На рисунке заметно, что положение градовых пушек в пространстве влияет на эпюру распределения концентрации града по площади сечения входа в двигатель.

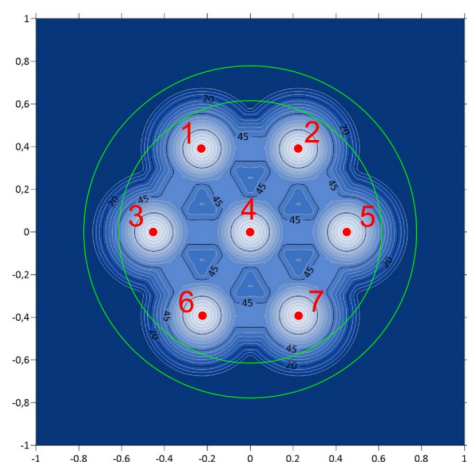
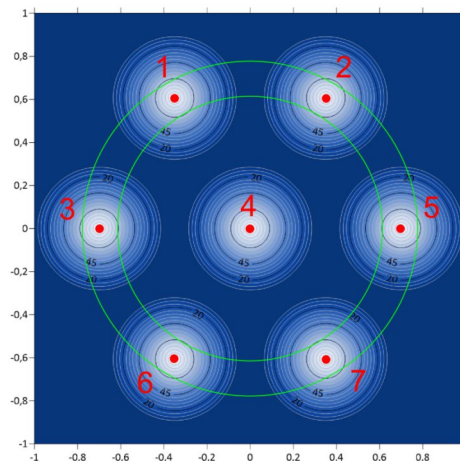
а) положение пушек, «сведенных»
к центруб) положение пушек, «разведенных»
от центра

Рисунок 16 – Пример модельных эпюр концентрации частиц града в сечении входа в двигатель, создаваемой семьёю градовыми пушками

Параметры эпюры концентрации частиц града могут регулироваться путём изменения компоновки стендового оборудования (взаимного расположения стволов пушек, углов наклона их стволов, скорости града и др.), а также массового расхода града через градовые пушки. Применение подобной регулировки может быть использовано для достижения необходимых результатов по локализации и массовой скорости нарастания льда на элементах проточной части компрессора.

Граничные условия по размеру частиц града.

Принимая предположение об отсутствии дробления частиц града при движении по стволу градовой пушки, получаем размер частиц града в сечении входа в двигатель равный размеру изготавливаемого града. Обычно, при проведении испытаний используется размер града 12,16 мм. Однако, расчётным путём для рассматриваемого модельного двигателя было показано, что поле воздушного потока на входе в двигатель слабо влияет на линии тока крупных частиц в диапазоне размеров 1÷16 мм. Поэтому, при расчёте движения частиц града от сечения входа в двигатель до сечения входа в КНД целесообразно моделировать поток частиц размером 1 мм.

Следует учитывать, что состояние дисперсной фазы двухфазной среды изменяется в процессе движения по газозвоздушному тракту двигателя. Однако, при полёте частиц града от сечения входа в двигатель и вплоть до взаимодействия со входными элементами двигателя их размер сохраняется. После взаимодействия града с обтекателем и коком, в сечении входа в КНД двигателя в потоке воздуха содержатся раздробленные частицы льда широкого диапазона размеров.

Одновременный расчёт обоих указанных дисперсных потоков не представляется возможным, поэтому рекомендуется разделить задачу на два отдельных расчёта.

7.6.4 Рекомендации по выполнению расчётов при определении характеристик потока внутри проточного тракта двигателя, установленного на наземном открытом стенде

Моделирование процесса прохождения частиц града через входные элементы двигателя.

На начальном этапе, задавая граничные условия в сечении входа в двигатель, выполняется расчёт прохождения частиц града через входные элементы двигателя (обтекатель и вентилятор). На основании данного расчёта определяются эпюры скорости и концентрации частиц льда в сечении входа в КНД. Корректное задание эпюры распределения массовой концентрации града на входе в двигатель играет решающее значение в процессе выполнения данного расчёта. При различной конфигурации эпюры, результат расчёта прохождения града через вентилятор будет различным: будут получены различные результаты как по величине массового расхода частиц льда на входе в КНД, так и по характеру эпюры концентрации на входе в КНД. В процессе расчёта учитывается дробление о входные элементы двигателя, отскок раздробленных частиц льда и их сепарация вращающимися лопатками вентилятора. Процесс взаимодействия частиц града с входными элементами двигателя (коком, вентилятором) отличается от процесса взаимодействия ледяных кристаллов. В связи с этим, и поля концентрации частиц льда после прохождения ступени вентилятора, вычисленные для условий полёта и для условий стенда, будут существенно различаться между собой.

На следующем этапе, на основании результатов выполненных расчётов определяются граничные условия в сечении входа в КВД двигателя и выполняется расчёт процесса движения раздробленных частиц льда вдоль газовоздушного тракта двигателя. Расчёт производится с применением расчётной модели, описанной в разделе 7.4.

Результаты начального этапа расчёта являются граничными условиями при выполнении последующего этапа расчёта. При этом, очевидным условием корректности моделирования критической точки (в условиях полёта) является следующее: подобие конфигураций эпюр скоростей, концентраций и одинаковая величина массового расхода частиц льда в сечении входа в КНД как при выполнении стендовых испытаний, так и в условиях полёта.

Моделирование процесса обледенения газовоздушного тракта КНД выполняется при следующих граничных условиях.

Эпюры распределения скорости и массовой концентрации частиц в сечении входа в КНД соответствуют эпюрам, полученным при расчёте процесса прохождения частиц через входные элементы двигателя (обтекатель и вентилятор).

Размер частиц MMD дисперсного потока может быть оценен в соответствии с предположениями о дроблении частиц при их движении по проточной части компрессора двигателя. При отсутствии данных о дроблении частиц целесообразно выполнить расчёты в монодисперсном приближении при нескольких величинах размеров капель с последующей верификацией получаемых результатов в процессе выполнения модельных испытаний на наземном стенде.

При этом, расчётное определение скорости нарастания льда и локализации ледяных наростов по проточному тракту компрессора рекомендуется на предварительном этапе выполнять в приближении монодисперсного потока с размером кристаллов 100 мкм (значение уточняется в процессе выполнения модельных испытаний на наземном стенде).

Расчёт распределения термодинамических параметров по тракту компрессора рекомендуется на предварительном этапе выполнять в монодисперсном приближении с размером кристаллов 20 мкм (значение уточняется в процессе выполнения модельных испытаний на наземном стенде).

В процессе расчёта определяются следующие факторы: температура влажного термометра, содержание жидкой воды в потоке LWC/TWC , величина массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха G_{water}/G_{air} , массовая скорость нарастания льда, локализация ледяных наростов.

Далее, в соответствии с методикой расчёта, описанной в работе [49], выполняется анализ распределения термодинамических параметров по газовоздушному тракту (ГВТ), коррекция локализации ледяных наростов по проточному ГВТ, коррекция концентрации ледяных кристаллов по ГВТ. На основании выполненных коррекций рассчитывается результирующее распределение нарастания льда на элементах ГВТ по локализации ледяных наростов и скорости их нарастания.

В результате нахождения области двигателя в которой обеспечивается необходимый диапазон температуры влажного термометра $0 \div 3,5^{\circ}\text{C}$, наличие содержание жидкой воды в потоке $0 < LWC/TWC < 1$ и диапазон величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха $G_{water}/G_{air} > 0,008$. В найденной таким образом области КНД компрессора обеспечивается соответствие скоростей нарастания льда как в условиях полёта, так и при выполнении стендовых испытаний, при этом соблюдаются условия эквивалентности.

Полученные результаты являются исходными данными для выполнения расчётного моделирования полётных режимов из матрицы критических точек в условиях наземного стенда.

7.6.5 Требования к стендовому оборудованию

В процессе регулирования параметров стендового оборудования выполняется с целью получения необходимых характеристик градового облака на входе в двигатель, при этом, критерием успешности является реализация в стендовых условиях параметров локализации и массовой скорости роста льда в проточной части компрессора, наиболее приближённых к параметрам, полученным ранее для условий полёта. Достижение указанных критериев успешности возможно путём регулирования характеристик градового облака, формируемого в сечении входа в двигатель [72, 73].

Характеристики градового облака подверженные регулированию с помощью изменения параметров стендового оборудования: скорости частиц града, эпюры распределения массовой концентрации града в сечении входа в двигатель, массовый расход града через градовые пушки.

Далее указаны возможности выполнения регулировок с целью получения указанных выше критериев успешности.

7.6.5.1 Моделирование размеров ледяных кристаллов

Рассмотрим вопрос о необходимости моделирования размеров ледяных кристаллов как при экспериментальном, так и при расчётном моделировании процесса обледенения.

Исходя из опыта [86], размер, форма, температура частиц и их распределение по размерам имеет меньшее влияние на процесс накопления льда в компрессоре двигателя по сравнению с такими параметрами, как, например, массовое содержание кристаллов в потоке TWC.

Данный факт связан со значительной фрагментацией ледяных частиц деталями двигателя, в частности вращающимися аэродинамическими поверхностями. По мере того как частицы перемещаются дальше по газоздушному тракту двигателя, размеры частиц становятся меньше, а форма частиц и их распределение по размерам постепенно нивелируются. При этом концентрация частиц, как правило, сохраняются.

Однако, если в процессе анализа будет показана восприимчивость двигателя к обледенению в области входных элементов (т.е. первая рабочая ступень или неподвижные входные элементы), то значение размера частиц, формы и распределения может быть более важным, и этому им должно быть уделено дополнительное внимание.

Сказанное выше относится к экспериментальному моделированию размеров ледяных кристаллов в процессе выполнения испытаний на стенде. Однако, при выполнении расчётов также необходимо иметь информацию о размере ледяных кристаллов, движущихся по тракту компрессора двигателя. При решении данного вопроса могут быть приняты во внимание следующие соображения.

Например, выбор размера кристаллов в процессе расчётного определения скорости нарастания льда и локализации ледяных наростов по проточному тракту компрессора может быть обоснован сравнительным анализом расчётной скорости нарастания льда в условиях кристаллов различного размера на различных ступнях компрессора. Например, если расчётами, выполненными для проточной части компрессора модельного двигателя, покажут, что максимальная скорость роста льда на наиболее опасных участках проточного тракта компрессора происходит при размере кристаллов в диапазоне $50\div 200$ мкм, то можно считать, что размер кристаллов 100 мкм является вполне репрезентативным для использования в процессе расчёта скорости роста льда на элементах компрессора.

В процессе расчёта распределения термодинамических параметров по тракту компрессора в отсутствии надёжных данных о дроблении частиц льда при пролёте по проточной части компрессора рекомендуется учитывать следующие аспекты.

Дробление частиц града происходит не только при первичном взаимодействии со входными элементами двигателя (коком, лопатками вентилятора и т. п.), но и на всём пути их движения по тракту, и прежде всего, со всеми рабочими лопатками компрессора. Таким образом, следует рассматривать многократное последовательное дробление градовых частиц при движении по ГВТ, что приводит, в конечном итоге, к существенной деформации спектра частиц в сторону малых размеров. Частицы малых размеров, присутствующие в спектре, подвергаются плавлению (вплоть до полного расплавления особенно мелких частиц) и, выпадая на поверхности элементов газоздушного тракта

обеспечивают формирование жидкой плёнки, что является необходимым условием для начала формирования льда. Кроме того, плавление и испарение мелких частиц приводит к повышению давления паров воды в потоке, что обеспечивает величину температуры влажного термометра, необходимую для начала процесса устойчивого формирования льда. Частицы крупных размеров, выпадая на увлажнённую поверхность, прилипают к ней, обеспечивая начало формирования льда, а наличие необходимой температуры влажного термометра обеспечивает устойчивость процесса его формирования. Указанная физическая модель начала формирования льда в условиях полидисперсного потока ледяных кристаллов показывает, что формирование льда может происходить в потоке кристаллов с MMD довольно больших размеров.

Таким образом, формирование на входе в двигатель облака кристаллов с MMD большой величины не может являться гарантией отсутствия процесса формирования ледяных наростов внутри проточной части газовоздушного тракта. Окончательный вывод о возможности/невозможности формирования льда в проточной части ГВТ компрессора может быть сделан в процессе модельных испытаний двигателя в условиях моделирования условий шквального града на входе. Наличие ледяных наростов на элементах проточной части компрессора свидетельствует том, что формируемый в процессе дробления града спектр ледяных кристаллов достаточен для создания благоприятных условий формирования льда. При этом, правильность выбора размера кристаллов при выполнении расчётов может быть подтверждена экспериментальными данными по локализации и массогабаритным характеристикам ледяных наростов, полученных в процессе модельных испытаний.

7.6.5.2 Моделирование режима работы двигателя

Движение града в зоне входных элементов двигателя может происходить либо без соударения с этими элементами, либо сопровождаться соударением с обтекателем и лопастями вентилятора. При этом происходит частичное дробление градин и изменение первичной траектории полёта. Образовавшиеся осколки подвергаются сепарационному воздействию и могут попадать как во внутренний, так и во внешний контур двигателя. Процесс сепарации частиц льда определяется геометрическими характеристиками входных элементов двигателя (обтекателя, вентилятора, разделителя потоков) и частотой вращения вентилятора (режимом работы двигателя).

На этапе выполнения анализа критических точек должен быть определён массовый расход ледяных кристаллов в сечении входа в КНД для каждого критического полётного режима.

При определении модельного режима испытаний на стенде следует определить скорость забрасывания града, потребную для получения необходимого массового расхода частиц льда в сечении входа в КНД. При этом, двигатель должен работать на стендовом режиме, отличающемся от критического полётного, и параметры этого стендового режима определяются по методике, описанной ранее.

В качестве граничных условий при расчёте используется эпюра распределения массовой концентрации града в сечении входа в двигатель. Пример эпюры концентрации частиц града в сечении входа в двигатель, создаваемой семью градовыми пушками в конфигурации со «сведёнными» в центре стволами, приведен на рисунке Рисунок 16а.

При расчёте моделируется частота вращения вентилятора двигателя, соответствующая частоте вращения на стендовом режиме.

При повышенной частоте вращения вентилятора, как правило, обеспечивается существенная сепарация частиц льда во внешний контур двигателя, а на вход в компрессор попадает малая доля частиц. При пониженной частоте вращения вентилятора траектории движения частиц льда изменяются в результате отражения от разделителя потоков, что существенно повышает концентрацию частиц в области входа в КНД.

Расчётным путём могут быть определены эпюры массовой концентрации частиц льда в сечении входа в КНД. При этом, суммарный массовый расход частиц, поступающий на вход в КНД, существенно зависит от скорости градин в сечении на входе в двигатель.

7.6.5.3 Моделирование скорости частиц града

Скорость градин, вылетающих из градовых пушек, оказывает большое влияние на массовую концентрацию частиц льда на входе в КНД. Данный факт связан с сепарирующими свойствами входных элементов двигателя (обтекатель, лопасти вентилятора и т.д.), которые перенаправляют часть частиц во внешний контур двигателя, не давая им проникнуть внутрь КНД. Сепарирующая способность зависит не только от скорости града, но и от режима работы двигателя, а также, от эпюры массовой концентрации града на входе в двигатель. Указанное влияние не является монотонным и сильно влияет на результирующую величину массового расхода частиц града, попадающих на вход в КНД двигателя и участвующих в формировании льда внутри газоздушного тракта.

В силу указанных обстоятельств, при определении стендового режима испытаний, эквивалентного полётному режиму, рекомендуется выполнить подробный расчётный анализ процесса прохождения града через входные элементы двигателя с учётом величины скорости града, принимая во внимание сепарирующие свойства двигателя (режим работы двигателя) и эпюру массовой концентрации града на входе в двигатель.

7.6.5.4 Моделирование эпюры массовой концентрации града в сечении входа в двигатель

Вид эпюры массовой концентрации града в сечении входа в двигатель существенно влияет как на распределение концентрации частиц по тракту компрессора, так и на локализацию льдообразований на элементах проточной части компрессора.

Изменение положения градовых пушек, приводящее к изменению концентрации ледяных частиц в радиальном направлении, может повлечь за собой изменение скорости нарастания льда в критических областях проточной части двигателя. Например, это может повлиять на процесс льдообразования вблизи клапанов перепуска, находящихся на периферии проточной части компрессора, или привести к изменению процесса льдообразования в углублениях корпуса. В том случае, если соответствующий элемент проточной части является критическим, то при определении стендового режима испытаний, эквивалентного полётному режиму, необходимо выполнение подробного

расчётного анализа с целью корректного моделирования эпюры концентрации града во входном сечении двигателя и, соответственно, оптимальной ориентации стволов градовых пушек.

Влияние эпюры массовой концентрации града в сечении входа в двигатель на локализацию ледяных наростов в проточной части двигателя является крайне важным, поскольку определяет эквивалентность стендового режима испытаний полётному режиму, определённому на основании анализа критических точек.

7.6.6 Критерии успешности

В соответствии с требованиями нормативных документов для подтверждения эффективности ПОЗ двигателя от воздействия атмосферного облака ледяных кристаллов следует продемонстрировать отсутствие следующих недопустимых негативных последствий при работе двигателя на режимах, определённых в процессе выполнения анализа критических точек:

- недопустимое снижение мощности или тяги,
- недопустимое повышение температуры газа за турбиной,
- недопустимое повышение вибраций двигателя,
- недопустимые механические повреждения двигателя,
- срыв потока,
- помпаж,
- срыв пламени,
- потеря управляемости двигателя.

При выполнении подтверждения эффективности ПОЗ путём выполнения модельных испытаний двигателя на стенде допускается демонстрация указанных выше негативных последствий при сокращённой продолжительности воздействия условий обледенения (относительно продолжительности, определённой при выполнении анализа критических точек) при условии визуального подтверждения периодических сбросов льда с критических элементов проточной части компрессора [72, 73].

Количество циклов срывов льда, достаточных для демонстрации, определяется индивидуально для каждого рассматриваемого двигателя и согласуется с Уполномоченным органом.

7.7 Рекомендации по повышению эффективности ПОЗ

Ниже изложены рекомендации, касающиеся повышения эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов и способов детектирования вхождения ЛА в атмосферную зону, содержащую ледяные кристаллы. Внедрение данных рекомендаций необходимо осуществлять на начальном этапе создания двигателя с целью внесения соответствующих изменений в типовую конструкцию.

На завершающих этапах создания двигателя, при выполнении его сертификации, возможно, при необходимости, внесение некоторых корректировок в характеристики и конструкции элементов двигателя. Данные корректировки могут потребовать внесения изменений в типовую конструкцию и, поэтому, должны выполняться только в случае

невозможности обеспечения требуемой эффективности ПОЗ другими методами.

7.7.1 Рекомендации по повышению эффективности защиты двигателя от воздействия атмосферных условий ледяных кристаллов

В процессе выполнения анализа критических точек необходимо определить наиболее опасные элементы с точки зрения возникновения недопустимых изменений в работе двигателя, предусмотренных в АП-33.68(а) (повреждений рабочих лопаток компрессора, падение тяги и т.д.). Данный анализ может быть подтверждён экспериментальными данными прецедента (например, испытаниями в условиях шквального града, результатами лётных испытаний и др.).

Проанализировать экспериментальные данные прецедента с точки зрения наличия/отсутствия периодических срывов льда и наличия/отсутствия недопустимых изменений в работе двигателя. Возникновение недопустимых изменений в работе двигателя свидетельствует о недопустимых величинах накопления льда (по массе и размеру), формирующихся и срывавшихся с элементов двигателя.

Если в прецеденте не наблюдалось самопроизвольного срыва льда малыми порциями, необходимо изыскать средства принудительного удаления льда с массогабаритными характеристиками, обеспечивающими отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя, предусмотренных в АП-33.68(а) (повреждений рабочих лопаток компрессора, падение тяги и т.д.). Например, если критическим элементом является система перепуска воздуха, необходимо обеспечить принудительное периодическое переключивание элементов перепуска с целью механического удаления накапливающегося льда.

Выполнить расчёт массогабаритных характеристик льда, формирующегося на критическом элементе за промежуток времени, соответствующий длительности прецедента (или промежутку времени между срывами льда).

Величины массогабаритных характеристик, полученные для прецедента, сравниваются с аналогичными величинами, полученными для наиболее критических условий полёта. Исходя из этого сравнения необходимо рассчитать периодичность срывов льда в условиях полёта, при которой на критических элементах компрессора будут образовываться ледяные наросты с такими массогабаритными характеристиками, которые не приведут к появлению недопустимых изменений в работе двигателя.

Например, если в режиме прецедента накапливается недопустимое количество льда, то можно предположить, что допустимая величина кусков льда, образующихся на критических режимах полёта, должна быть примерно в 3 раза меньше, чем та, которая образуется на режиме прецедента. Исходя из выполненных оценок количества льда необходимо определить продолжительность временных промежутков, в течение которых могут формироваться наросты с такими массогабаритными характеристиками.

Продолжительность найденных временных промежутков является продолжительностью периода работы САУ, обеспечивающей выдачу сигнала на сброс льда. Данная величина продолжительности принимается, как первое приближение при поиске оптимальной периодичности сброса льда. В дальнейшем, в процессе выполнения стендовых испытаний, это должно быть либо подтверждено экспериментально, либо уточнено.

Критерием допустимости выбранной периодичности является отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя при проведении стендовых испытаний (в соответствии с АП-33.68(а)). Дальнейшее подтверждение выбранной периодичности может быть выполнено в процессе проведения лётных испытаний.

Процедуру периодического сброса льда с элементов проточной части компрессора рекомендуется осуществлять по различным алгоритмам для повышенных режимов работы двигателя (МП, Кр) и для пониженных режимов работы (ПМГ).

7.7.2 Рекомендации по уточнению алгоритмов управления САУ

Предлагаемое уточнение алгоритмов работы САУ рассматривается на примере, когда критическим элементом являются элементы системы перепуска воздуха из компрессора низкого давления во внешний контур двигателя.

Для обеспечения удаления льда с элементов системы перепуска воздуха с необходимой периодичностью (периодичность определяется на основании указаний, изложенных в разделе 7.7.1) уточнить алгоритм управления САУ следующим образом.

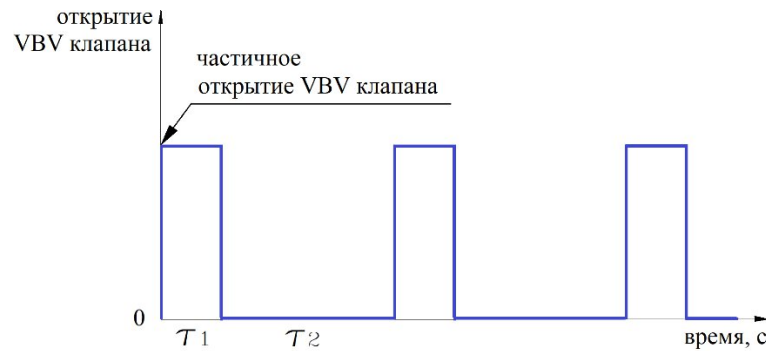
При получении сигнала о вхождении в зону обледенения, содержащую ледяные кристаллы САУ двигателя производит переключение положения кольца перепуска (величина открытия/закрытия согласуется с разработчиком двигателя, а затем проверяется и корректируется в процессе выполнения испытаний). Продолжительность открытия/закрытия определяется в процессе выполнения работ по подтверждению эффективности ПОЗ конкретного двигателя. При этом следует изменить подачу топлива в камеру сгорания для сохранения величины тяги двигателя на прежнем уровне (по сравнению с величиной тяги до открытия/закрытия кольца перепуска).

По истечении указанного промежутка времени следует обеспечить закрытие/открытие кольца перепуска. Продолжительность закрытия/открытия определяется в процессе выполнения работ по подтверждению эффективности ПОЗ конкретного двигателя. Проверить явление сброса льда (например, путём выполнения модельных испытаний). Сброс льда не может быть рассчитан теоретически и определяется только в процессе испытания. При наступлении сброса льда с элементов проточной части компрессора это приведёт к очищению проточной части двигателя ото льда в областях, расположенных ниже по потоку относительно зоны первичного сброса льда.

Данная процедура должна повторяться в продолжение всего времени нахождения в области атмосферных условий ледяных кристаллов. Кроме того, рекомендуется продолжать данную процедуру и после выхода из указанной области в течение 10 минут.

7.7.2.1 Уточнение процедуры для повышенных режимов работы двигателя (МП, Кр)

Поскольку, как правило, при штатной работе двигателя на повышенных режимах система перепуска воздуха находится в закрытом состоянии, рекомендуется изменить логику работы САУ двигателя. Процедуру периодического сброса льда с элементов проточной части компрессора осуществлять путём частичного открытия и закрытия системы перепуска воздуха. При этом, с использованием средств САУ следует обеспечить устойчивую работу двигателя на повышенном режиме с частично открытой системой перепуска, рисунок Рисунок 17.



t_1 – продолжительность работы с частично открытой системой перепуска,

t_2 – продолжительность работы с о закрытой системой перепуска

Рисунок 17 – Схема работы САУ двигателя на повышенных режимах

Открытие системы перепуска вызовет отсос части ледяных кристаллов из проточной части, что уменьшит концентрацию кристаллов за системой перепуска и снизит скорость нарастания льда на элементах, расположенных ниже по потоку. При этом, за счёт открытия системы перепуска одновременно изменится геометрия проточной части в районе системы перепуска и увеличится концентрация ледяных кристаллов в области отсоса воздуха. Всё это приведёт к повышению скорости роста льда на элементах системы перепуска при одновременном снижении скорости нарастания на элементах, расположенных ниже по потоку.

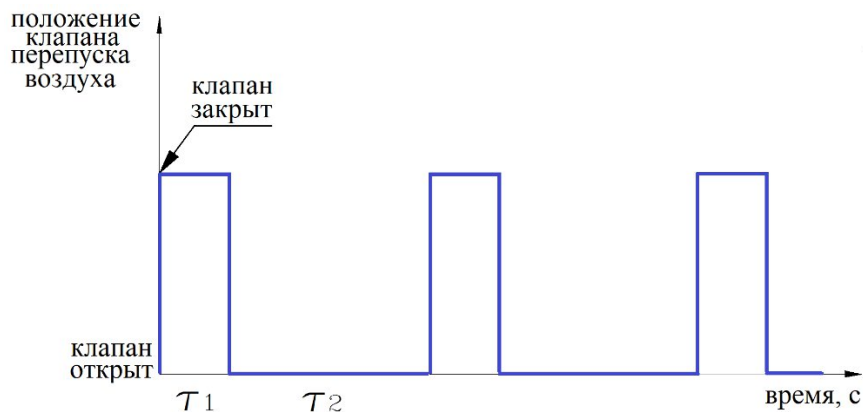
По истечении промежутка времени работы двигателя с открытой системой перепуска рекомендуется выполнить её закрытие. Предполагается, что данная процедура вызовет сброс льда с поверхностей системы перепуска, а механическое воздействие сорвавшегося льда вызовет срывы льда со всех элементов, находящихся ниже по потоку. В процессе модельных испытаний (например, на наземном стенде при имитации условий ледяных кристаллов шквальным градом) следует проверить отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя.

В случае получения отрицательного результата испытаний рекомендуется либо изменить указанный алгоритм, путём уменьшения продолжительности времени работы с открытой системой перепуска, либо изменить геометрию системы перепуска, обеспечив снижение коэффициента улавливания ледяных кристаллов поверхностями системы перепуска.

7.7.2.2 Уточнение процедуры для пониженных режимов работы двигателя (ПМГ)

Поскольку, как правило, при штатной работе двигателя на пониженных режимах система перепуска воздуха находится в открытом состоянии, предлагается изменить логику работы САУ двигателя. Процедуру периодического сброса льда с элементов проточной части компрессора предлагается осуществлять путём выполнения периодических перегазовок до повышенного уровня мощности двигателя. После получения сигнала о наличии атмосферных условий ледяных кристаллов рекомендуется сразу начать выполнять перегазовки. Продолжительность перегазовок и промежутка времени между перегазовками определяется на основании рекомендаций, изложенных в разделе 7.7.1. Схема работы САУ двигателя на пониженных режимах представлена

на рисунке 18.



t_1 – продолжительность работы с закрытой системой перепуска,

t_2 – продолжительность работы с открытой системой перепуска

Рисунок 18 – Схема работы САУ двигателя на пониженных режимах

При выполнении перегазовок рекомендуется выбрать минимальный уровень мощности двигателя, при котором происходит полное закрытие системы перепуска воздуха. В процессе модельных испытаний рекомендуется проверить отсутствие недопустимых повреждений элементов двигателя и, прежде всего, РК1 КВД.

В случае получения отрицательного результата испытаний на стенде ОИС «Полуево» следует либо изменить указанный алгоритм, путём уменьшения продолжительности времени работы с открытым кольцом перепуска.

При выполнении указанного алгоритма в продолжении времени работы с открытым кольцом будет обеспечен отсос части ледяных кристаллов из проточной части и уменьшение концентрации кристаллов перед НАЗ. Одновременно, в этих условиях будет происходить повышенное нарастание льда на элементах системы перепуска. При выполнении перегазовки на следующем этапе в продолжение 5 с ожидается появление срывов льда с элементов системы перепуска с элементов проточной части, находящихся ниже по потоку.

В процессе модельных испытаний (на стенде ОИС «Полуево» при имитации условий ледяных кристаллов шквальным градом) следует проверить отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя.

В случае получения отрицательного результата испытаний на стенде рекомендуется либо изменить указанный алгоритм, путём уменьшения продолжительности времени работы между перегазовками, либо изменить геометрию системы перепуска, обеспечив снижение коэффициента улавливания ледяных кристаллов поверхностями системы перепуска.

Рекомендуемые алгоритмы работы двигателя в условиях ледяных кристаллов, в целом, соответствуют тем критериям, по которым производилась модернизация программного обеспечения двигателей GE90, GEnx [3]. Следует учитывать, что далеко не все аспекты данной проблемы опубликованы в открытой печати, поскольку детали методик и технологий, касающихся обеспечения эффективности противообледенительной защиты, фирма GE считает своей интеллектуальной собственностью и не раскрывает. Однако, по отдельной опубликованной информации,

можно судить о том, что предлагаемый в данном отчёте подход, в целом, соответствует подходу, применённому фирмой GE.

Выбранная периодичность открытия и закрытия системы перепуска соответствует данным, полученным в процессе доводки двигателей GE90, GEnx [42]. В указанном документе указывается, что для достижения приемлемого уровня эффективности противообледенительной защиты требуется выполнение рабочего цикла общей продолжительностью 35 с в течение которого кольца перепуска 30 с находятся в открытом состоянии и 5 с находятся в закрытом состоянии.

Согласно данным GE система ICA на самолётах серии 787 включается только на высоте более 9,14 км, новейшая версия программного обеспечения предусматривает включение системы минимум на 30 минут, что в два раза больше рабочего времени первоначальной версии ПО. При снижении самолёта до высоты менее 8,69 км ICA выключается, задавая рабочий цикл клапанов VBV продолжительностью 35 с. В каждом цикле створки клапанов находятся в открытом положении в течение 30 с, а в закрытом – 5 с.

7.7.3 Дополнительные рекомендации по повышению эффективности ПОЗ

Для повышения эффективности ПОЗ наиболее опасных элементов проточной части компрессора рекомендуется:

- изменить геометрию критических элементов с целью уменьшения нарастания на них льда,
- выполнить упрочение элементов проточной части, подвергающихся недопустимым повреждениям,
- применить обогрев элементов критических элементов [121] (метод наиболее эффективен в случае необходимости защиты входных элементов двигателя).

Данные мероприятия следует применять только в случае отсутствия положительного эффекта от применения мероприятий, связанных с изменением и уточнением алгоритмов работы САУ двигателя.

7.7.4 Рекомендуемый способ детектирования вхождения ЛА в атмосферную зону, содержащую ледяные кристаллы

Важным аспектом проблемы является вопрос о моменте начала и окончания работы системы защиты, то есть, должна быть предусмотрена сигнализация о нахождении ЛА в зоне атмосферных условий, содержащих ледяные кристаллы.

Детектирование о нахождении в условиях обледенения основывается на термодинамическом эффекте, связанном с понижением температуры в проточной части двигателя при плавлении кристаллов льда в процессе их движения по тракту двигателя. Предлагается использовать для этой цели САУ двигателя. Предлагается дополнить алгоритм работы САУ таким образом, чтобы сигнал о начале работы системы защиты от обледенения вырабатывался на основании разности двух температур:

- $T_{\text{измер}}$ температуры воздуха на выходе из КВД двигателя, измеренной датчиком температуры, установленным на выходе из КВД (реально измеренная температура на

двигателе, учитывающая присутствие в потоке воздуха кристаллической и ледяной фазы),

- и $T_{\text{расч}}_{\text{тн}}$ температурой воздуха на выходе из КВД двигателя, вычисленной системой САУ на основании математической модели двигателя с использованием температуры, измеренной датчиком температуры, установленным на входе в двигатель (температура, полученная расчётным путём в предположении об отсутствии кристаллической и ледяной фазы в потоке воздуха).

При выполнении полёта в «сухом» воздухе разность двух указанных температур будет минимальной. При попадании в зону обледенения величина $T_{\text{измер}}$ начинает опускаться относительно $T_{\text{расч}}_{\text{тн}}$ и при достижении $(T_{\text{расч}}_{\text{тн}} - T_{\text{измер}}) \geq 20 \text{ }^{\circ}\text{C}$ выдаётся сигнал о том, что ЛА находится в зоне обледенения и включается система защиты.

Схема работы САУ при детектировании вхождения ЛА в атмосферную зону, содержащую ледяные кристаллы представлена на рисунке Рисунок 19.

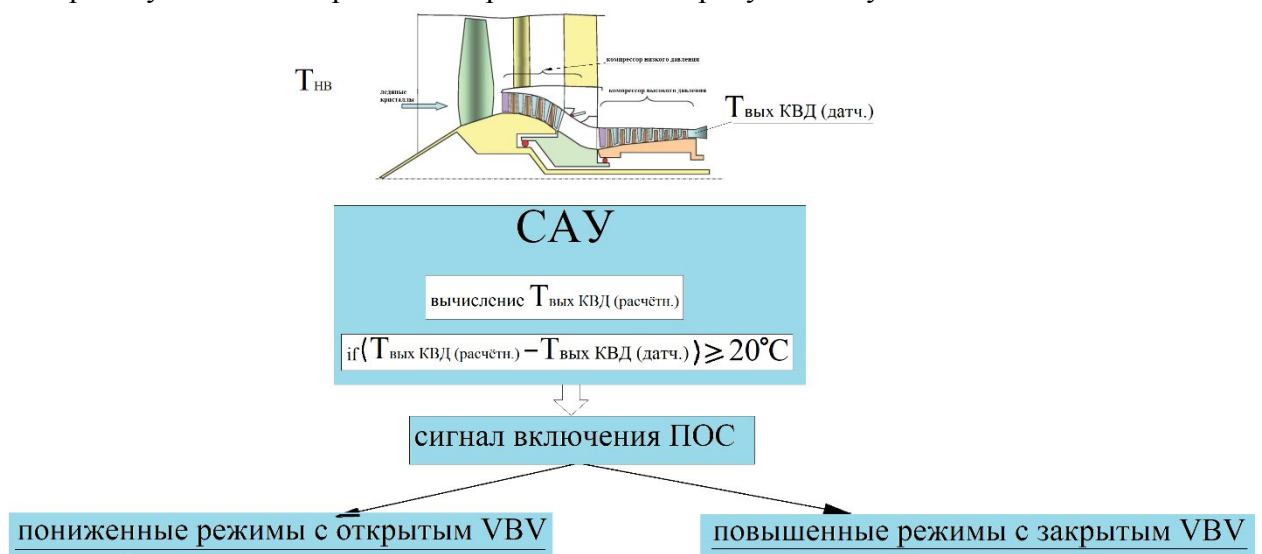


Рисунок 19 – Схема работы САУ при детектировании вхождения ЛА в атмосферную зону, содержащую ледяные кристаллы

В процессе выполнения работ по подтверждению эффективности ПОЗ конкретного двигателя указанный пороговый уровень разности температур (20 $^{\circ}\text{C}$) может быть скорректирован и уточнён.

Приложение А

Подходы к подтверждению нормативных требований, изложенные в зарубежных документах

Из текста норм [21, 22] следует, что демонстрация эффективности ПОЗ возможна как с помощью испытаний, так и с использованием расчётных методов, а также путём их комбинации. Основное требование - в ходе демонстрации необходимо подтвердить отсутствие недопустимых изменений в работе двигателя, указанных в тексте норм.

Поскольку в настоящее время отсутствуют аттестованные стенды для выполнения испытаний полноразмерных двигателей большой тяги в условиях ледяных кристаллов (сформулированных в Приложении D к АП-33), нормативные документы предлагают широкий набор способов подтверждения соответствия указанным выше требованиям: расчётом, испытаниями или их комбинацией [21, 23, 24, 26].

Важным отличием современных норм от предыдущих редакций является официальное признание допустимости использования расчётных методов в процессе подтверждения соответствия. Данный факт является призывом эффективности численных методов расчёта процесса обледенения, разработанных за последнее время. При этом, подчёркивается необходимость валидации расчётных моделей с помощью экспериментальных данных, полученных в ходе модельных испытаний двигателя или его элементов.

Таким образом, важным выводом, следующим из рассмотрения нормативных документов, является допустимость выполнения подтверждения эффективности ПОЗ от воздействия условий ледяных кристаллов расчётно-экспериментальным путём.

Рассмотрим, каким требованиям нормативных документов должны удовлетворять расчётные модели.

В соответствии с требованиями Рекомендательного циркуляра [26] расчётные модели должны быть пригодны для выполнения расчетного обоснования критических точек (CRA). Данные требования содержатся в разделах 9 a, 9 d, 9 r (4), 9 s (4) документа [26] и в разделе (3) документа [24]. Рассмотрим их.

АС 20-147А Раздел 9 а. Расчетное обоснование критической точки (CRA)

«Расчетное обоснование критической точки (CRA) является аналитическим методом, использующим данные испытаний двигателя для показа того, что двигатель удовлетворяет сертификационным требованиям Части 33. Этот метод получает критические испытательные точки из сбора и анализа данных о воздействиях обледенения на характеристики двигателя. Соответствие § 33.68 включает определение с помощью анализа критических рабочих испытательных точек для обледенения в пределах заявленной рабочей области двигателя. Расчетное обоснование критической точки (CRA) должно включать рассмотрение условий обледенения, показанных в Приложении С Частей 25 и 29, и как Федеральная авиационная администрация (FAA) накопила опыт, в Приложении D Части 33. Расчетное обоснование критической точки (CRA) должно иметь отношение к этим Приложениям с диапазоном скорости воздушного судна и мощностей двигателя, определенным изготовителем двигателя.

Также должна быть включена длительная работа в полете при обледенении (например, в зоне ожидания в полете), или повторяющиеся столкновения с обледенением. Эти комбинированные элементы внутри Расчетного обоснования критической точки (СРА) должны определить наиболее критические эксплуатационные условия обледенения».

АС 20-147А Раздел 9 d. Элементы Расчетного обоснования критической точки (СРА)

«Ваше Расчетное обоснование критической точки (СРА) должно адресоваться, как минимум, к следующим проблемам обледенения:

- (1) Повреждение сбросом льда...
- (2) Повреждение компрессора...
- (3) Работоспособность двигателя и пересогласование компрессора...
- (4) Блокировка льдом газогенератора и бустера...»

АС 20-147А Раздел 9 r (4)

«На перспективу Федеральная авиационная администрация (FAA) ожидает, что приемлемая демонстрация будет в конечном счете включать Расчетное обоснование критической точки (СРА) окружающих условий с кристаллами льда, как указано в Приложении Части. Все уровни мощности двигателя, включая работу на полетном малом газе, будут оцениваться в этих условиях. Критические условия будут демонстрироваться Федеральной авиационной администрации (FAA) через комбинацию испытаний и проверенного расчета с использованием новейших инструментов и технологии, при предложении методологии соответствия. Вычислительные инструменты, которые будут использоваться в этом анализе, должны быть калиброваны или данными калибровочных испытаний на установке или измерениями при испытании двигателя».

АС 20-147А Раздел 9 S (4) Сравнительный анализ по отношению к Расчетному обоснованию критической точки (СРА)

«Сравнительный анализ жесткости должен быть выполнен для показа того, что рабочая область целевого двигателя не делает его более восприимчивым к обледенению с кристаллами льда, чем базовый двигатель. Так как знания об обледенении улучшаются посредством исследований, то в перспективе Заявители должны выполнять Расчетное обоснование критической точки (СРА) для полной оценки обледенения с кристаллами льда. Этот анализ жесткости должен рассматривать воздействия окружающих условий и работы двигателя на накопление, места отложения, а также сбрасывание».

АМС Е 780 Условия обледенения (Поправка 4) (3). Условия смешанной фазы/ кристаллов льда

«Этот пункт предусмотрен для сертификации ГТД, устанавливаемых на ВС, которое эксплуатируется в условиях обледенения смешанной фазы и кристаллов льда, указанных в сертификационных требованиях.

При отсутствии утвержденной полномасштабной наземной испытательной установки для условий обледенения смешанной фазы и кристаллов льда соответствие

должно основываться на летных испытаниях и/или анализе/расчете (при необходимости подтвержденном испытаниями двигателя/компонентов)».

Однако, как указано в разделе 9 v документа [26], в настоящее время не существует установленного стандартизованного расчетного обоснования критической точки (CRA) для обледенения в условиях кристаллов льда.

АС 20-147А Раздел 9 v. Оценка обледенения в условиях кристаллов льда (только для турбовентиляторного и турбовинтового двигателей Части 33)

«Вы должны оценить работу двигателя поперек всей области обледенения. Установки мощности крейсерской, ожидания и снижения должны быть оценены в атмосферных условиях смешанной фазы и гололедных, как указано в Приложении D Части 33. Отметим, что в настоящее время не существует установленное стандартизованное Расчетное обоснование критической точки (CRA) для обледенения при кристаллах льда. Однако, чтобы помочь Вам Федеральная авиационная администрация (FAA) рекомендует несколько возможных выборов точки из Расчетного обоснования критической точки (CRA), описанных ниже в таблице В. Федеральная авиационная администрация (FAA) также рекомендует Заявителям использовать соответствующие общие критерии при выборе предлагаемых условий, которые должны быть оценены».

В силу указанных причин, необходимо разработать подходы к выполнению подобного анализа.

Требования Рекомендательных циркуляров [24, 26] заключаются в необходимости валидации применяемых расчётных моделей с использованием результатов испытаний двигателя, его элементов или моделей (раздел 9 r (4) документа [26]).

В нормативных документах (раздел 9 l (2) документа [26]) указывается, что моделирование условий ледяных кристаллов в настоящее время является сложной задачей и не приводится конкретных рекомендаций по проведению подобных испытаний (особенно для двигателей большой тяги).

АС 20-147А Раздел 9 l (2) Моделирование критических атмосферных условий смешанной фазы и гололедной на наземном оборудовании для обледенения

«Как указано в ссылке, показанной в пункте 5.i. этого Рекомендательного циркуляра (АС) моделирование на оборудовании условий обледенения с кристаллическим льдом является трудным, и в настоящее время обычно не делается. Не известно, насколько хорошо любой метод моделирования на оборудовании отражает естественные окружающие условия. Поэтому в настоящее время не существует стандарт по испытаниям для этих условий обледенения. Поэтому наземное моделирование для демонстрации соответствия сертификационным требованиям для обледенения с кристаллами льда будет оцениваться в каждом отдельном случае, пока не будут разработаны единые промышленные стандарты».

В силу указанных выше причин существует необходимость в разработке таких подходов к экспериментальному подтверждению эффективности ПОЗ, которые

учитывали возможности современного экспериментального оборудования и удовлетворяли требованиям современных норм.

Следует отметить, что при выборе экспериментальных средств подтверждения эффективности ПОЗ нормативные документы [26] допускают в процессе моделирования нарастания льда на элементах проточной части двигателя, использовать не только методы моделирования облака ледяных кристаллов, но и моделирование облака жидких переохлаждённых капель (раздел 9 s (5) документа [26]).

АС 20-147А Раздел 9 s (5) Оригинальные или новые конструкции

«Если цикл нового двигателя или конструктивные особенности, или и то и другое, содержат оригинальные конструктивные идеи, такие, что сравнительный анализ с современными двигателями и конкретными события на двигателе является невозможным, тогда Вы должны продемонстрировать, что оригинальная особенность (особенности) не будут восприимчивыми к любым неблагоприятным воздействиям на работу в окружающих условиях кристаллов льда. Такая демонстрация содержит процесс из двух частей. В первой части Вы должны оформить документально физическое обоснование, почему эта конструкция будет приводить к приемлемой работе при кристаллах льда. Во второй части Вы должны разработать физическое доказательство для подтверждения заявлений в первой части. Для целей подтверждения частицы воды могут быть использованы вместо кристаллов льда. Однако данные, собранные с частицами воды должны быть скорректированы для учета характеристик кристалла льда, включая термодинамические эффекты от жидкой к твердой фазе. Использование воды для моделирования должно быть повторно оцениваться Федеральной авиационной администрацией, когда методы испытаний с кристаллами льда улучшатся на основании исследований и разработки».

При этом в документе [26] указывается, что применение подобных методов моделирования приемлемо при условии представления корректного физического обоснования. На основании данного прецедента допустимо рассмотрение и иных способов моделирования атмосферного облака, например, с помощью шквального града. Применение иных способов моделирования допустимо при условии выработки надёжного физического обоснования, подтверждающего, что процессы формирования льда внутри проточной части двигателя будут происходить аналогичным образом: как в случае моделирования атмосферного облака предлагаемым способом, так и в реальных условиях полёта.

Приложение Б

Физические основы процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов

Процесс обледенения в условиях ледяных кристаллов сопровождается протеканием множества сложных физических процессов и существенно отличается от процесса обледенения в условиях жидких переохлаждённых капель. При выполнении полётов в условиях атмосферных облаков, содержащих ледяные кристаллы или смесь фаз, в проточной части двигателей могут формироваться ледяные наросты, что может сопровождаться потерей тяги двигателя и возникновением недопустимых механических повреждений элементов проточной части компрессора. Накопление льда может происходить в точках в проточной тракт компрессора, где температура значительно выше точки замерзания. Ледяные кристаллы, попадая в газоздушный тракт, претерпевают фрагментацию [3, 5, 36, 39, 40, 74-84], центрифугируются и участвуют в процессе теплообмена с воздушным потоком, температура, давление и линии тока которого быстро изменяются по мере движения по тракту компрессора. Кроме того, в процессе движения кристаллов льда вдоль тракта компрессора их траектории подвергаются существенному изменению за счёт взаимодействия с газовым потоком, механических ударов об аэродинамические профили и стенки канала. Таким образом, изучение процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов и смеси фаз является сложной мультифизической проблемой.

В последние годы было опубликовано значительное количество исследований по пониманию фундаментальной физики, влияющей на формирование льда в указанных условиях, хотя пробелы в понимании все еще сохраняются, и работа в данном направлении продолжается. Например, за рубежом работы выполняются согласно технологическому плану FAA [122].

В данном разделе работы представлены некоторые аспекты данной проблемы и описаны некоторые эффекты, сопровождающие процесс формирования льда в этих условиях. Указанные сведения могут быть полезны разработчику двигателя при проектировании и сертификации противообледенительной защиты. Данные сведения могут быть полезны в процессе анализа критических точек, при выборе варианта защиты от обледенения, в процессе выполнения расчётных анализов и при выполнении экспериментальных исследований (сертификационных, лётных, модельных, стендовых и др.).

Следует учитывать, что большинство из описанных ниже эффектов взаимосвязаны и не могут рассматриваться независимо друг на друга. Например, изменение полной температуры воздуха и относительной влажности в эксперименте напрямую влияет на температуру влажного термометра, которая в свою очередь также влияет на коэффициент плавления кристаллов (отношение жидкой воды к общему содержанию воды в потоке). В процессе формирования льда само наличие ледяного нароста искажает поток вблизи ледяного нароста и влияет на соответствующие параметры, определяющие процесс обледенения: скорость потока, траектории частиц и влажность.

Б.1 Теплообмен между кристаллами льда, поверхностями проточной части и воздушным потоком

При попадании летательного аппарата в атмосферное облако, содержащее ледяные кристаллы частицы льда проникают в двигатель и механически взаимодействуют с вращающимися и неподвижными элементами. Вследствие ударного взаимодействия частицы льда фрагментируются [3, 5, 36, 39, 40, 74-84] и проникают в компрессор двигателя. Вероятность образования ледяных отложений во внешнем контуре не велика (даже в условиях попадания туда значительного количества ледяных кристаллов), поскольку температура в этой части газового тракта, как правило, ниже точки замерзания. Далее при движении по тракту компрессора происходит процесс теплообмена холодных кристаллов льда с несущим воздушным потоком температура которого непрерывно повышается. При этом кристаллы начинают постепенно таять, превращаясь в ледяную шугу и выпадая на поверхности проточного тракта. При этом жидкая вода частично остаётся на поверхностях и частично стекает вниз по потоку под действием аэродинамических сил. Крупные частицы льда имеют тенденцию отскакивать от поверхностей проточного тракта и частично разрушаться. Более мелкие частицы льда частично остаются на поверхности, будучи захвачены плёнкой воды на поверхности, частично подвергаются расплавлению, постепенно охлаждая поверхность. Пленка жидкой воды, содержащая кристаллы льда, стекает по поверхности, охлаждая её до температуры, близкой к температуре замерзания, после чего начинается процесс формирования льда за счёт поступления новых ледяных кристаллов на поверхность [122]. Особенности геометрии проточной части могут способствовать появлению существенной неравномерности концентрации в дисперсном потоке частиц вплоть до формирования концентрированной струи частиц смешанной фазы, попадающих в определённую область поверхности компрессора, что может создать локальную область формирования ледяного нароста [3, 72, 73]. Формирование ледяных наростов в подобных очагах может происходить непрерывно, либо лёд может циклически срываться. Подобные срывы, за счёт влияния на аэродинамические характеристики двухфазного потока, могут существенно влиять на процесс формирования льда на элементах компрессора, расположенных ниже по потоку.

Присутствие как кристаллов льда совместно с жидкой водой является важным условием для начала льдообразования [4].

Изменение фазового состояния в процессе таяния способствует интенсивному теплообмену на поверхности объекта в небольшом диапазоне температур окружающего воздуха, что может привести к формированию крупных ледяных наростов. Факторы, влияющие на процесс формирования льда: температура влажного термометра, коэффициент плавления кристаллов (отношение жидкой воды к общему содержанию воды в потоке), полная водность потока TWC, величина массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха, размер частиц льда, и, в меньшей степени, число Маха [3].

Б.2 Влияние температуры влажного термометра

Экспериментальные исследования по изучению эффектов обледенения в условиях ледяных кристаллов в авиационном двигателе выполнены в работе [5]. В ходе испытаний аэродинамических профилей в условиях ледяных кристаллов на высотном стенде было получено, что элементах компрессора могут образовываться наросты льда в условиях полной температуры воздушного потока выше 0°C , а в условиях понижения температуры воздуха и температуры поверхности ниже нуля 0°C формирования льда не наблюдалось. Полученный результат подтверждает гипотезу [4] о том, что для формирования льда требуется присутствие наряду с кристаллами и жидкой воды, способствующей прилипанию кристаллов льда к обледеневающей поверхности. Подобные условия формируются в проточной части компрессора, где температура воздуха или температура поверхности выше точки замерзания 0°C , что создаёт естественные условия для плавления ледяных кристаллов.

Аналогичные исследования [38] клиновидного профиля, выполненные на различных высотах, показали, что при одной и той же полной температуре воздушного потока наблюдалась зависимость процесса формирования льда от величины моделируемого барометрического давления, то есть от высоты, на которой выполнялись испытания. Анализ результатов испытаний показал, что параметром, позволяющим прогнозировать формирования льда является величина температуры влажного термометра [91]. Эта температура влажного термометра T_{wb} определяется как температура влажной адиабатической поверхности в том воздушном потоке, в котором находятся ледяные кристаллы в смеси фаз. Температура влажного термометра определяет эффект испарительного охлаждения на влажной поверхности и, следовательно, зависит от влажности, давления и общей температуры. Таким образом, состояние ледяных кристаллов в смеси фаз определяется величиной температуры влажного термометра, а не величиной полной температуры потока.

Повторные испытания [106], выполненные в том же диапазоне высот подтвердили, что процесс формирования льда зависит от величины температуры влажного термометра, которая в свою очередь зависит от полной температуры воздушного потока, влажности или высоты. В области величин температур влажного термометра ниже 0°C могут образовываться наросты хорошо сцепленные с поверхностью, при условии, что к облаку кристаллов льда дополнительно распылялись капли воды, а при температуре в влажного термометра выше 0°C наблюдалось образование крупных отложений типа ледяной шуги. Эти наблюдения были также подтверждены в работе [74] в условиях полидисперсного потока частиц с заданным распределением по размерам.

Б.3 Влияние температуры поверхности

В работе [67] было показано, что сама по себе температура поверхности объекта в области выпадения частиц льда не может быть использована в качестве индикатора возможности формирования льда. В ходе испытания было замечено, что в условиях

увлажнённой поверхности накопление льда могло как наблюдаться, так и отсутствовать, при одинаковой температуре поверхности.

Для решения вопроса о возможности формирования льда на металлической поверхности необходимо проанализировать величины тепловых потоков и температур на исследуемом элементе. Ключевым условием является присутствие жидкой воды, которая может образовываться либо в результате таяния частиц при их движении в воздушном потоке, либо в процессе теплообмена частиц, соприкасающихся с теплыми поверхностями компрессора. На тёплых поверхностях проточной части компрессора может образовываться жидкая вода даже в потоке сухих ледяных кристаллов при температуре влажного термометра ниже 0°C .

В эксперименте [5, 75] наблюдалось, что температура теплой, необогреваемой поверхности в потоке смеси фаз быстро снижается примерно 0°C и остаётся при этой температуре даже под ледяным наросом. В условиях потока сухих ледяных кристаллов при температуре влажного термометра ниже 0°C величина температуры поверхности металла снижается до величины температуры кристаллов льда, которая, соответственно, ниже точки замерзания. Аналогичный эффект падения величины температуры поверхности металла наблюдался в при испытаниях двигателя [6], где формирование льда привело к падению оборотов.

В процессе выполнения испытаний двигателя [96] наблюдалось падает температуры металла по всей длине лопатки вплоть до достижения минимального значения при котором, предположительно, произошло намерзание льда. Предположение о формировании льда подтверждается последовавшим за этим падением оборотов двигателя. В испытаниях, при которых не наблюдалось падение оборотов, температуры поверхности лопатки не достигали столь минимальных значений. Результаты экспериментальных исследований демонстрируют, что при воздействии условий ледяных кристаллов происходит падение температуры изначально теплого металла примерно до точки замерзания, что затем приводит к формированию льда.

Тем не менее, процесс теплообмена, происходящий на границе раздела между теплым металлом и частично расплавленными ледяными кристаллами, нуждается в дальнейшем изучении и представляет большой интерес для разработки высокоточных вычислительных инструментов, предназначенных для моделирования формирования льда в условиях ледяных кристаллов и смеси фаз.

Б.4 Влияние коэффициента плавления кристаллов

Величина температуры влажного термометра имеет значение в том случае, если она вызывает таяние или замерзание льда или воды. Поскольку процесс плавления или кристаллизации происходит в течение определенного периода времени, количество жидкой воды в облаке ледяных кристаллов зависит как от температуры влажного термометра, так и от продолжительности времени, в течение которого частицы подвергаются воздействию температуры.

Коэффициент плавления кристаллов (LWC/TWC), по определению есть отношение объёмного содержания жидкой воды в облаке LWC к TWC . Важно подчеркнуть, что коэффициент плавления кристаллов (LWC/TWC) определяется

массовыми содержаниями воды и кристаллов в атмосферном облаке и не имеет отношения к содержанию жидкости к общему количеству воды на поверхности объекта или ледяного нароста. В работах [4, 5, 88, 89] показано, что для формирования льда существует оптимальный диапазон величин коэффициентов плавления кристаллов и что при низком значении коэффициента плавления кристаллы льда просто отскакивают от поверхностей, в то время как при высоких значениях коэффициента плавления формирующийся лёд уносится потоком воды, либо льда недостаточно для охлаждения поверхности. Существует диапазон значений коэффициентов плавления кристаллов оптимальный для достаточного охлаждения поверхности объекта и начала формирования льда. Этот оптимальный диапазон значений коэффициентов плавления кристаллов называется плато коэффициентов плавления или плато формирования льда [84, 90].

С помощью модели, представляющей собой осесимметричный конус, переходящий в полусферу, было исследовано [76] исследовали влияние величины коэффициента плавления на процесс формирования льда (исключая влияние скорости полета, содержания воды в атмосферном облаке и температуры окружающего воздуха). Например, статическое давление, температура и влажность влияют на температуру влажного термометра, которая определяет наличие/отсутствие и скорость таяния. Скорость полета и величина суммарного массового содержания воды в потоке, также определяют продолжительность пребывания кристаллов льда в условиях таяния до выпадения на поверхность объекта. Эти четыре параметра определяют величину коэффициента плавления в месте формирования льда. Эксперименты продемонстрировали, что такие характеристики, как скорость нарастания и форма ледяного нароста, могут быть хорошо смоделированы при заданной величине коэффициента плавления и при одинаковой температуре влажного термометра с использованием различных комбинаций высоты, статической температуры и влажности. Следует отметить, что указанные эксперименты выполнялись при скорости $M = 0,25$ и при величинах полных давлений в потоке 34,5 кПа и 69 кПа и в диапазоне температур влажного термометра от минус 2 до 6 °C при каждом указанном давлении. В процессе выполнения испытаний формирование льда наблюдалась в диапазоне величин коэффициента плавления приблизительно от 5 – 25 %, при этом максимальное формирование льда наблюдалось в диапазоне $LWC/TWC = 10 – 23$ %. Это плато коэффициента плавления наблюдалось во многих других стендовых испытаниях [88, 89, 91, 65 – 67, 38, 78, 81 – 84]. В работе [90] наблюдалось, что формирование льда происходило в диапазоне величин коэффициента плавления

$$6 \% < \frac{LWC}{TWC} < 31 \ \%.$$

В работе [92] наблюдался аналогичный диапазон для плато формирования льда, причем наиболее интенсивное нарастание происходило при LWC/TWC от 10 до 25 %. В процессе испытаний модельного осевого компрессора [81] показано, что в диапазоне рабочих условий компрессора процесс формирования льда определяется только величиной коэффициента плавления независимо от внутреннего давления в компрессоре (в ограниченном диапазоне). При этом, наибольшее нарастание льда наблюдалось в

диапазоне величин коэффициентов плавления от 2 до 25 % и менее интенсивное нарастание наблюдалось в диапазоне LWC/TWC от 1 до 2 %.

Важно подчеркнуть, что не существует окончательного и точного метода измерения величины коэффициента плавления и что в процессе выполнения различных испытаний данная величина измеряется с использованием различного оборудования, в зависимости от доступности того или иного прибора на конкретном испытательном стенде.

Например, в процессе выполнения испытаний доля расплавленного льда в генерируемом облаке контролировалась путем измерения температуры воздушного потока и его влажности [123, 124]. В испытаниях [81] использовался Т-образный термоанемометр, в то время как [90] использовался цилиндрический зонд с термоанемометром, в работе [68] величина LWC определялась с помощью датчика с электронагревательным чувствительным элементом (типа датчика Джонсона-Вильямса). Указанные датчики типа термоанемометра чувствительны к величине коэффициента плавления, но величины погрешностей каждого из датчиков реальностью неизвестна и, вероятно, она будет варьироваться в зависимости от фактических условий обледенения и аэродинамических условий, что затрудняет их сравнение по абсолютной величине. Кроме того, неизвестна реакция датчика на ледяную фазу потока [65].

Б.5 Влияние полной водности

Количество воды в жидкой и ледяной фазах в несущем воздушном потоке решающим образом влияет на процесс теплопередачи внутри компрессора двигателя и, таким образом, влияет на процесс формирования льда. Например, при очень низком TWC может не обеспечиваться необходимая скорость охлаждения теплых металлических поверхностей для начала льдообразования. На конце плато формирования льда с высоким коэффициентом плавления очень высокое содержание TWC потенциально может расширить диапазон коэффициента плавления, при котором может происходить формирование льда, за счет ускорения скорости охлаждения металлической поверхности, чтобы обеспечить необходимую адгезию. И наоборот, в конце плато формирования льда с более низким коэффициентом плавления тот же эффект быстрого охлаждения, вызванный высоким TWC, может предотвратить значительное формирование льда, сдвигая начало плато к более высокому коэффициенту плавления. Как правило, концентрация IWC вблизи рассматриваемого элемента компрессора теоретически должна определять скорость роста льда на данном элементе.

Эксперименты показывают [66], что скорость роста накопления увеличивается с ростом TWC, однако это увеличение не является прямо пропорциональным, а имеет более сложный характер. Исследования влияния IWC на процесс нарастания [76] подтвердили, что скорость роста масштабируется относительно TWC на начальных стадиях роста льда. Ледяные наросты достигали конечного размера, даже при непрерывном воздействии на объект облака ледяных кристаллов с фиксированным TWC. Эти наблюдения были сделаны для частиц большего размера при низких числах Маха. В последующем исследовании [90] наблюдалось, что конечный размер нароста не обязательно был пропорционален TWC, но резко увеличивался с ростом TWC. Авторы

[90] приписали этот эффект частицам, отскакивающим от поверхности ледяного нароста и оказывающим интерференционный эффект на последующие входящие частицы, тем самым сводя на нет эрозионный эффект входящих частиц. Этот эффект был сильнее при более высоком TWC. В исследовании [75] наблюдалось, что для частиц меньшего размера (меньше, чем в экспериментах [76, 90]) конечный размер нароста не зависел от TWC, а скорее ледяные наросты могли расти почти непрерывно, пока на них воздействовало облако ледяных кристаллов. Авторы указанных работ объясняют эти, казалось бы, противоречивые наблюдения, эффектам размеров частиц, а именно эрозии в сочетании с эффектом TWC.

Комментируя результаты, полученные в работах [75, 76, 90], можно сказать, что скорость роста ледяного нароста и его габариты определяются как величиной TWC, так и распределением частиц по размерам. При меньших размерах частиц существует линейная зависимость между TWC и скоростью роста льда. При этом, размер нароста может увеличиваться практически неограниченно, независимо от концентрации TWC. Для частиц большего размера эффект эрозии льда становится заметным, так что на конечный размер нароста и его форму влияет как величина TWC, так и размер ледяных кристаллов. В работе [82] были получены аналогичные результаты, что демонстрирует важность учёта размера частиц при рассмотрении процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов.

Влияние низкого порога TWC на начало процесса формирования льда было изучено в ходе испытания двигателя [87]. В этой работе рассматривался параметр G_{water}/G_{air} , представляющий собой отношение величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха. Это, по существу, преобразует значение TWC в массовое содержание смеси фаз в воздушном потоке. TWC измерялось на входе в двигатель, так что это значение не учитывает локальные концентрации, которые могли бы возникнуть в проточном тракте двигателя. Ниже порогового значения $G_{water}/G_{air} < 0,002$ не наблюдалось угрозы падения оборотов тестируемого двигателя. Из этого наблюдения следует, что при достаточно низком TWC не происходило серьезного льдообразования внутри проточного тракта, независимо от того, как долго двигатель подвергался воздействию условий ледяных кристаллов. Кроме того, было отмечено [75], что при определенных условиях низкого TWC не наблюдалось никакого льдообразования, что подтверждает гипотезу существования нижнего порога льдообразования по величине TWC. В целом, полный эффект TWC как важного фактора для начала льдообразования еще не полностью изучен и исследование этого явления планируется проводить в дальнейшем [122].

Б.6 Влияние размера ледяных кристаллов

Как отмечено в предыдущих разделах, в процессе выполнения испытаний было обнаружено, что размер ледяных кристаллов играет важную роль в процессе льдообразования. В зависимости от размера ледяные кристаллы могут полностью или частично расплавиться, прилипнуть к металлическим поверхностям и ледяным наростам или отскакивать от них, дробиться на более мелкие кристаллы или вызывать эрозию сформировавшихся наростов. Диапазон размеров атмосферных частиц, описанный в

Приложении D к АП-33 довольно велик, что определяет широкий диапазон потенциальных воздействий, зависящих от размера частиц.

На стенде National Research Council of Canada Research Altitude Test Facility (RATFac) [74] в условиях моделирования искусственных условий смеси фаз было выполнено исследование влияния размера ледяных кристаллов на процесс формирования льда на модельном элементе. В процессе испытаний наблюдалось, что частицы, имеющие средний объемный диаметр (MVD) или $Dv50$ в диапазоне 50-100 мкм, приводили к гораздо большему нарастанию по сравнению с частицами, имеющими больший $Dv50$ (200-300 мкм). Данный эффект был объяснён тем, что более мелкие частицы имеют пониженную тепловую инерцию, что позволяет им подплавляться в достаточной степени, чтобы LWC/TWC был ближе к пиковым значениям диапазона нарастания льда. Более крупные частицы не сильно подвергались плавлению так, что это приводило к слишком низкому LWC/TWC для существенного образования льда. Кроме того, крупные частицы, оказывают эрозионное воздействие на сформировавшиеся ледяные наросты за счёт вырыва материала ледяного нароста при столкновении. Для проверки гипотезы эрозии в работе [77] было рассмотрено полное распределение частиц по размерам и рассмотрено влияние на процесс обледенения частиц большего размера в пределах этого распределения. Анализ результатов испытаний показал, что на процесс эрозии сильно влияет присутствие распределении самых крупных частиц. Эрозия вызывается кинетической энергией падающей частицы, которая будет зависеть от диаметра частицы в кубе и ее скорости в квадрате. Указанная гипотеза также была исследована в работе [82]. Моделирования нарастания льда на осесимметричной модели выполнялось при постоянных величинах LWC/TWC, скорости потока и величине TWC. При этом пошагово изменялись следующие параметры: скорость измельчения льда и величины наибольших размеров частиц. Значения $Dv50$ и $Dv90$ оставались относительно постоянными на протяжении всего испытания. В процессе испытаний было продемонстрировано, что при приблизительно удвоении размера самых крупных частиц с 95 до 176 мкм в распределении скорость роста льда снижается в 10 раз. В работе [83] рассматривались исключительно эффекты эрозии, не связанные с нарастанием льда, используя полностью оледеневшие вымороженные частицы (где таяние частиц отсутствовало) и было продемонстрировано влияние на процесс эрозии исключительно скорости. Наблюдались значительные эффекты эрозии для капель $Dv90$ (73 мкм) при более высоких скоростях потока в диапазоне 160 м/сек, в то время при аналогичном распределении по размерам и в диапазоне скоростей 117 м/сек скорость массовой эрозии составило примерно 1/3.

В работе [75] было исследовано влияния размера частиц в сочетании с влиянием скорости. При этом предположили, что кристаллы льда внутри компрессора будут фрагментироваться до размеров $Dv50$ порядка 20 мкм при числах Маха осевого компрессора, которые находятся в диапазоне от 0,5 до 0,6. В предыдущих исследованиях [74, 76, 77] не наблюдалось нарастания льда при скоростях выше 0,4 Маха. Однако следует отметить, что в этих исследованиях использовались довольно крупные ледяные кристаллы с размерами $Dv50$ в диапазоне 50-60 мкм. После перепроектирования системы ввода кристаллов льда в поток на стенде стало возможным генерирование облаков ледяных кристаллов с $Dv50$ в диапазоне 28 мкм и $Dv90$ в диапазоне 44 мкм. Было

обнаружено, что в последнем диапазоне размеров ледяных кристаллов формирование ледяных наростов может происходить не только при числах Маха выше 0,4, но наросты могут расти непрерывно, пока поддерживается поток ледяных кристаллов.

Кроме размера и скорости частиц на процесс эрозии влияет величина LWC/TWC, твердость частицы и её морфология (зависимость от способа приготовления: искусственная кристаллизация или сферическая замороженная капля или неровная измельчённая частица или естественный атмосферный кристалл или раздробленная частица).

Описанные выше исследования на стендах испытывались статические модели, при этом моделирование атмосферного облака выполнялось либо путём замораживания капель водяных [6, 83], либо путем измельчения льда в мелкие частицы [106, 74, 77]. Поскольку размер частиц играет такую важную роль при льдообразовании, важно понимать, какого размера частицы образуются в проточном тракте двигателя после того, как они были фрагментированы вращающимися компонентами. В работах [80, 81] выполнялось измерение размеров частиц до и после одноступенчатого ротора в модельной компрессорной установке. На вход модели впрыскивались измельченные частицы льда, что дало некоторое представление о том, каким может быть распределение частиц внутри двигателя после попадания облака льда. Скорости вращения ротора были масштабированы в соответствии с полномасштабными скоростями вращения вентилятора. В процессе испытаний было выявлено, что размеры частиц $Dv50$ уменьшаются с повышением скорости вращения ротора, как и следовало ожидать, но начинают стабилизироваться при более высоких скоростях вращения ротора примерно на уровне 30 мкм. Это свидетельствует о том, что может существовать нижний предел размера $Dv50$, до которого будет происходить фрагментация частиц льда. Следует учитывать, что процесс разрушения частиц, полученных путём измельчения, может значительно отличаться от процесса разрушения реальных атмосферных частиц. Кроме того, реальные атмосферные частицы имеют начальный размер, форму и плотность, отличные от частиц, полученных в искусственных условиях методом измельчения. Было обнаружено, что частицы большего размера, которые в наибольшей степени ответственны за эрозию, уменьшаются на 50 % до размера приблизительно 60 мкм в исследованном диапазоне скоростей вращения вентилятора. Данный диапазон соответствовал низкоскоростной зоне, для которой в испытаниях [75] эрозия не наблюдалась ($Dv50$ в диапазоне 28 мкм и $Dv90$ в диапазоне 44 мкм). Если частицы, разрушаемые элементами ротора, и наблюдавшиеся в испытаниях [80, 81] и являются репрезентативными для двигателя, то это подразумевает, что воздействие эрозии на процесс льдообразования в авиационном двигателе, вероятно, не столь значительно. Однако, нарастание льда могут существенно интенсифицироваться, если его формирование будет происходить на входных элементах двигателя, где дробление минимально и в процессе льдообразования будут участвовать крупные частицы льда. Считается, что атмосферные ледяные кристаллы имеют меньшую плотность, чем искусственно изготовленные путём измельчения или замораживания, которые используются для имитации условий смеси фаз экспериментах на стенде, поэтому существует большая вероятность того, что их эрозионный эффект будет еще больше уменьшен.

Известны модели эффективности накопления льда [89, 66], учитывающие влияние эрозии, разработанные с целью предсказания скорости роста и геометрии формирующегося ледяного налета, однако указанные модели являются эмпирическими и нуждаются в валидации с учетом конкретного распределения частиц по размерам и ряда условий, при которых происходило обледенение в условиях ледяных кристаллов. Поскольку указанные модели направлены на решение вопроса о влиянии эрозии, следует ожидать, что распределение частиц по размерам будет влиять на скорость формирования льда за счёт изменения эрозионных характеристик в зависимости от размеров частиц. При этом, частицы, обладающие повышенной кинетической энергией (большим размером или большей скоростью), должны вызывать больший эрозионный эффект.

Размер частиц также влияет на коэффициент улавливания частицы поверхностью объекта и на скорость соударения с поверхностью. Скорость удара может определять, отскакивает ли частица от поверхности или прилипает к ней, и эта вероятность может быть количественно описана эффективностью прилипания. Эта эффективность прилипания определяется как вероятность того, что падающая частица прилипнет к поверхности (вместо того, чтобы отскочить), или доля массы потока выпадающих частиц, которые прилипают к поверхности. Таким образом, предполагается, что кристаллы льда прилипают при $a_{st} = 1$ и отскакивают при $a_{st} = 0$. Это изменение эффективности по сравнению с нормальной скоростью удара для заданных размеров частиц показано результатами моделирования в работе [13], причём в процессе моделирования коэффициент улавливания и условия свободного потока (температура воздуха и LWC) предполагались постоянными, так что результирующие профили льда являются лишь артефактом массы прилипших кристаллов. Более крупные частицы (которые, скорее всего, являются твердым льдом) имеют более низкую эффективность прилипания a_{st} (и, следовательно, уменьшают образование льда). Кроме того, более высокие скорости соударения и более низкие температуры также имеют более низкую эффективность прилипания a_{st} , поскольку они, соответственно, сокращают продолжительность времени взаимодействия с поверхностью, что, соответственно, сокращает доступный тепловой поток, необходимый для фазового перехода, и доступный тепловой поток, необходимый для замерзания жидкости [93].

Еще одним фактором, влияющим на эффективность прилипания, является угол взаимодействия с поверхностью. Кристаллы льда, ударяющиеся под малым углом падения и с высокой скоростью, имеют высокий тангенциальный импульс, что снижает вероятность их прилипания [84]. На высоких скоростях поверхностные удары могут оказывать эрозионное воздействие на существующий лед, в результате чего выросший лёд может удаляться при ударе [6]. Это явление эрозии льда наблюдалось во время испытания в условиях ледяных кристаллов на объекте PSL NACA, где наблюдались острые, похожие на стрелы поверхности льда в случаях низкого таяния [6, 83]. Этот эффект эрозии также наблюдался в других экспериментах [79, 125] и предсказывался при моделировании [13, 106]. Фактически, если на поверхности отсутствует слой льда, высокоскоростные поверхностные удары кристаллов льда могут повредить поверхность, вызвав локальную микротрещину, что со временем приведет к эрозии поверхности (аналогично, пескоструйной обработке поверхности).

Таким образом, размер частиц оказывает сильное влияние как на возможность нарастания льда, так и на результирующие массогабаритные характеристики формирующегося льда. Например, на эффект эрозии в уже сформировавшегося льда оказывает влияние размер и скорость частиц. Крупные частицы с высокими скоростями не будут участвовать в процессе нарастания льда, поскольку эффект эрозии слишком силен. При промежуточных размерах и скоростях эрозия влияет на массогабаритные характеристики ледяных наростов. При малых размерах частиц эрозия незначительна. Основываясь на первоначальных данных испытаний на стенде, характерные размеры частиц, существующие в проточной части двигателя, может быть достаточно малым, чтобы эрозия не оказывала существенного влияния на формирование льда. Другими факторами, на которые влияет размер частиц, являются: коэффициент улавливания поверхностью, коэффициент прилипания, а также отношение поверхности к объему частиц, которое влияет на скорость плавления частицы.

Б.7 Влияние скорости потока (числа Маха)

На начальном этапе исследований процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов [5, 74, 76, 77] не удалось смоделировать образование ледяных наростов при скорости потока более $M > 0,4$. Однако при проведении указанных исследований использовались частицы более крупного размера ($Dv50$ 54 мкм), так что эффект эрозии при более высоких числах Маха предотвращал любой рост льда. Как только стал доступен способ получения частиц меньшего размера [66, 75], было обнаружено, что формирование льда может наступить при более высоком числе Маха (0,6). В работе [82] установлено, что нарастание льда может наблюдаться до числа Маха 0,5 для частиц аналогичного размера. Это было важно, поскольку было известно, что льдообразование происходит в компрессорах авиационных двигателях, где число Маха превышает 0,4. Расширение возможностей по моделированию искусственного мелкодисперсного облака ледяных кристаллов в условиях стенда позволило изучить влияние числа Маха на процесс льдообразования в области высоких скоростей потока.

Проводя эксперименты на полусферической модели [19] (при полных давлении и температуре 34,5 кПа и 15 °С соответственно, $TWC = 6 - 7$ г/м³, число Маха от 0,37 до 0,65), было отмечено, что при высоких скоростях свободного потока и при температуре влажного термометра выше точки замерзания, на модели образовалось кольцо наростов льда под азимутальным углом θ приблизительно 54°, начиная с которого толщина ледяного нароста увеличивалась по мере выпадения ледяных кристаллов. Анализ результатов показал, что при указанном азимутальном угле (приблизительно 54°) температура влажного термометра на поверхности полусферической модели падает ниже точки замерзания, вызывая замерзание расплавленных ледяных кристаллов, находящихся в потоке.

В области передней критической точки модели температура влажного термометра на поверхности модели является наиболее высокой, а при высоком числе Маха (0,65) температура влажного термометра на поверхности модели падает ниже точки замерзания при азимутальном угле приблизительно 54°. В случае низкого числа Маха этот угол намного больше. На участке модели, где температура влажного термометра ниже точки

замерзания начинается формирование льда. В реальном компрессоре существуют места с высоким локальным числом Маха, которые могут привести к локальному падению температуры влажного термометра ниже точки замерзания, что приведет к образованию очага льдообразования.

Большинство исследований в области понимания обледенения авиационных двигателей в условиях ледяных кристаллов выполнены на отдельных статических моделях в условиях стендов с линейной рабочей частью. В то время как работы [80, 81] направлены на расширение диапазона экспериментальных данных с помощью специальной компрессорной установки, которая воспроизводит реальную геометрию, учитывает вращение ротора и кольцевые эффекты, а также эффекты быстрого изменения температуры и давления, которые воздействуют на кристаллы льда при их движении по тракту двигателя, помещенного на высотный испытательный стенд. В настоящее время доступно мало данных об испытаниях авиационных двигателей в условиях ледяных кристаллов.

Таким образом, процесс обледенения авиационных двигателей в условиях ледяных кристаллов требует наличия как жидкой воды, так и кристаллов льда. Для образования жидкой воды в двигателе при столкновении с полностью оледеневшим облаком кристаллов льда требуется либо повышение температуры влажного термометра в проточной части двигателя выше точки замерзания, либо наличие металлических поверхностей внутри проточной части с температурой выше точки замерзания. Ледяные наросты начинают формироваться (что представляет собой образование льда на металле) после того, как температура поверхности металла достигает примерно точки замерзания. Соотношение LWC/TWC важно как для начала процесса льдообразования, так и для поддержания роста льда. Более крупные частицы льда могут оказывать эрозионное воздействие на формирующиеся наросты, ограничивая их размер; однако, по-видимому, имеющиеся данные свидетельствуют о том, что частицы внутри двигателя дробятся до довольно малых размеров, за счёт чего эффект эрозии будет значительно уменьшен. Локальные области с высокими локальными скоростями внутри двигателя могут способствовать понижению температуры влажного термометра ниже $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, создавая таким образом локальное место формирования льда.

Б.8 Взаимовлияние конструкции, режима работы двигателя и условий окружающей среды

В предыдущих разделах был представлен обзор основных условий, влияющих на процесс формирования льда, сказанное выше относится в большей степени к местным условиям в месте возможного накопления льда.

Кроме того, следует учитывать, что на процесс обледенения влияют не каждый параметр в отдельности, а их сочетание. В работах [30, 109, 116] на основании результатов испытаний двигателя в условиях воздействия на него ледяных кристаллов. При этом сообщается, что процесс обледенения наблюдался на необогреваемых поверхностях проточной части компрессора при совместном соблюдении следующих условий:

- температура влажного термометра в диапазоне от 0 до $3,5\text{ }^{\circ}\text{C}$,

- наличие содержания жидкой воды в потоке

$$0 < \frac{LWC}{TWC} < 1,$$

что обеспечивает некоторую степень подплавления кристаллов льда,

- диапазон величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха находится в пределах

$$\frac{G_{water}}{G_{air}} > 0,008.$$

Указанные местные условия формируются процессами, происходящими выше по течению, поэтому необходимо учитывать всю предысторию процесса, включая особенности конструкции двигателя, его режимов работы и условий обледенения на входе в двигатель.

В качестве предварительного обобщения в таблице Б.1 приведена корреляция между параметрами накопления льда и параметрами окружающей среды, которые влияют на процесс обледенения в условиях ледяных кристаллов.

Таблица Б.1 – Корреляция между параметрами накопления льда и параметрами окружающей среды, режимами работы двигателя

Параметры накопления льда	Параметры окружающей среды или параметры работы двигателя
TWC	Концентрация IWC на входе в двигатель Эпюра распределения IWC на входе в двигатель Распределение кристаллов по размерам PSD – может влиять на баллистические характеристики и поля концентрации кристаллов по тракту двигателя Особенности конструкции или режимы работы двигателя, которые могут повлиять на поле концентрации частиц (например центрифугирование) Диапазон величин массового содержания кристаллической и водяной фазы в потоке воздуха (например, диапазон $G_{\text{water}}/G_{\text{air}} > 0,008$)
LWC/TWC	Подогрев частиц потоком воздуха на ступенях, расположенных вверх по потоку – влияет на процент плавления, Температура влажного термометра Распределение кристаллов по размерам PSD – кристаллы меньших размеров подвергаются более интенсивному плавлению Нагретые поверхности, расположенные выше по потоку – обеспечивают поступление жидкой воды Тепловой подогрев на поверхности накопления льда
Эрозия	Скорости воздушного потока и двигателя, влияющие на скорость частиц Распределение кристаллов по размерам PSD и форма частиц - крупные кристаллы приводят к большей эрозии (может быть существенно для входных элементов, но мало существенно для элементов во внутренних ступенях в связи с дроблением в компрессоре)
Температура поверхности в месте накопления	Предварительное охлаждение поверхности Геометрия проточной части, влияющая на локальную температуру восстановления Обогрев или охлаждение поверхности накопления льда с внутренней стороны Переходный процесс двигателя, например, от повышенного режима (более горячего) к пониженному режиму (более холодному) на спуске

Приложение В

Существующие риски, связанные с воздействием на двигатель атмосферных условий ледяных кристаллов

Кристаллы льда, попадая в двигатель, взаимодействуют с входными элементами (обтекатель, вентилятор и др.) и при этом подвергаются многократной фрагментации [3, 5, 36, 39, 40, 74 - 84]. После прохождения вентилятора они попадают в область перед разделителем потока, где часть из них попадает во внутренний контур, а часть сепарируется во внешний контур двигателя. Кристаллы льда размером около 100-1000 мкм, попадающие во внешний канал двигателя, не оказывают негативного воздействия на работу двигателя, поскольку они не образуют ледяных отложений и малы, чтобы вызвать существенный износ или повреждение. Попадание ледяных кристаллов во внутренний контур двигателя может привести к образованию ледяных наростов на неподвижных элементах компрессора низкого давления, на элементах переходного канала, на элементах системы перепуска воздуха и даже на неподвижных элементах первых ступеней компрессора высокого давления. Более вероятно образование льда на неподвижных элементах и в застойных зонах. Накопление льда с последующим срывом может привести к механическим повреждениям. Например, куски льда, срывающиеся со статорных элементов, могут привести к серьезному и, возможно, катастрофическому повреждению последующих рядов лопаток компрессора [32]. Кроме того, возможны дополнительные проблемы, такие как, падение оборотов, помпаж, срыв пламени в камере сгорания, как описано в [29, 38].

В.1 Помпаж, заглохание

Формирование ледяных наростов на элементах проточной части компрессора вызывает частичную блокировку проходного сечения компрессора и искажение аэродинамики потока, что совместно приводит к снижению характеристик компрессора p_k и может быть описано эквивалентным загромождением потока, как это описано, например, в работе [30]. Этот процесс отрицательно сказывается на производительности компрессора [32, 33]. В результате снижается КПД и пропускная способность компрессора [4, 37, 34 - 36]. Образование льда в проточной части и попадание его внутрь может привести к тому, что компрессор будет работать в условиях, далеких от их расчетной точки. В наиболее неблагоприятных условиях компрессор может выйти за пределы своего запаса устойчивости, что может привести к помпажу или заглоханию [35 – 37].

В.2 Падение оборотов

Для ряда двигателей [3] формирование льда в проточной части компрессора в условиях ледяных кристаллов сопровождается снижением характеристик компрессора, что приводит к уменьшению расхода воздуха через компрессор. Это приводит к увеличению температуры газа за турбиной, которая является параметром, часто

используемым в САУ для регулирования расхода топлива. При увеличении температуры газа за турбиной САУ, как правило, уменьшает подачу топлива в камеру сгорания. При уменьшении подачи топлива и падении расхода воздуха через компрессор происходит падение оборотов двигателя и снижение тяги.

Конкретным примером является турбовентиляторный двигатель Honeywell модели ALF502R-5, который является очень чувствительным к воздействию условий ледяных кристаллов. Было зафиксировано несколько событий, связанных с падением оборотов в процессе выполнения полётов в условиях ледяных кристаллов или смеси фаз.

Для исследования указанного явления были выполнены ряд исследований (летные испытания и стендовые испытания) [97]. В процессе летных испытаний было зафиксировано снижение оборотов как вентилятора (N1), так и КВД (N2). В начале падения оборотов наблюдалось резкое снижение оборотов N1, в то время как уровень N2 лишь незначительно снизился [4, 97]. Снижение оборотов N2 и N1 продолжалось до тех пор, пока N1 не нашел новую стабильную рабочую точку, которая является промежуточным состоянием, в которое двигатель переходит в конце последовательности снижения оборотов.

Последующие испытания двигателя [96 - 100] на стенде PSL NACA в условиях смеси фаз, аналогичных условиям полета, продемонстрировали льдообразование в ожидаемых местах (на внутренней стенке перед разделителем потока). В процессе нарастания льда наблюдалось снижение давления, что впоследствии привело к падению оборотов. Постепенное снижение давления, сопровождавшее льдообразование, вызвала серию реакций двигателя, которые привели к падению оборотов.

Полученные результаты особенно характерны для модели Honeywell ALF502R 5, поскольку в процессе его эксплуатации была выявлена его повышенная чувствительность к воздействию условий ледяных кристаллов и смеси фаз. Следует отметить, что в процессе стендовых испытаний не выполнялось точных измерений величин ледяных наростов и геометрических величин загромождения проходного сечения льдом. Авторы исследований отмечают, что полученные величины загромождения соответствуют суммарно как физическому (геометрическому) загромождению потока, так и результирующему искажению аэродинамического потока [30]. На фотографиях, полученных в процессе испытаний, видно, что физическое (геометрическое) загромождение проходного сечения значительно менее, чем суммарное загромождение, приводящее к снижению характеристик компрессора. Поэтому, можно предположить, что столь негативная реакция двигателя на воздействие ледяных кристаллов связана с особенностями как конструкции, так и рабочего процесса двигателя. В силу указанных особенностей формирование льда происходит на внутренней стенке перед разделителем потока, что приводит не столько к загромождению, сколько к искажению потока на входе во внутренний контур двигателя, что влечёт за собой ухудшение характеристик компрессора. Подобное явление, вероятно, может наблюдаться и на других турбовентиляторных двигателях, для которых характерно сильное искажение аэродинамики потока внутри компрессора при не столь значительном загромождении проходного сечения компрессора.

В процессе испытаний двигателя Honeywell ставились цели не только исследование его реакции на воздействие ледяных кристаллов, но, прежде всего,

всестороннее изучение процесса обледенения в условиях ледяных кристаллов и смеси фаз. В процессе проведения исследований была получена ценная информация о закономерностях формирования льда непосредственно внутри двигателя, которая используется для обеспечения противообледенительной защиты от воздействия подобных климатических условий.

Однако, для других двигателей, например, GE-90, GEnx подобной реакции не наблюдается. Исходя из опыта эксплуатации, для указанных двигателей не известна негативная реакция на загромождение потока, но отмечено появление недопустимых повреждений лопаток компрессора. Противообледенительная защита указанных двигателей строится на иных принципах, нежели для Honeywell, и основывается на обеспечении периодического механического удаления льда с элементов системы перепуска воздуха.

В силу указанных причин при разработке противообледенительной системы двигателя следует разносторонне изучить риски, связанные с воздействием ледяных кристаллов.

В.3 Срыв пламени в камере сгорания

Одним из следствий формирования и срыва льда является срыв пламени, при котором процесс горения полностью прекращается (полная потеря тяги двигателя). В работах [36, 39, 40] описаны механизмы, вызывающие срыв пламени в камере сгорания. Устойчивость горения описывается как способность пламени оставаться горящим в установившемся состоянии в широком рабочем диапазоне и зависит от топлива, воздуха и источника тепла, чтобы заставить гореть два ранее перечисленных элемента. Таким образом, существует как высокий, так и слабый предел соотношения воздух/топливо для данной камеры сгорания при заданном давлении, температуре и скорости потока. За пределами этой стабильной области пламя обычно гаснет.

Возможны следующие механизмы влияния условий ледяных кристаллов на срыв пламени в камере сгорания.

В случае частичной блокировки проходного сечения компрессора ледяными наростами может снизиться расход воздуха, поступающий в камеру сгорания, тем самым уменьшается соотношение воздух/топливо [32]. При этом, САУ может выдать сигнал об увеличении расхода топлива, который может вызвать переобогащение топливовоздушной смеси. Таким образом, обледенение может привести как к понижению соотношения воздух/топливо из-за частичной блокировки проходного сечения льдом, так и увеличению расхода топлива с возможным переобогащением топливовоздушной смеси. В обоих случаях возможно смещение зоны горения за пределы зоны устойчивого горения с возникновением срыва пламени [34, 35, 36, 50]. Для предотвращения указанных негативных явлений могут быть использованы методы САУ.

Наличие льда в потоке также может вызвать падение температуры в камере сгорания, причём этот процесс может быть залповым, и при этом САУ двигателя может не успеть отреагировать увеличением подачи топлива на снижение температуры в камере сгорания. При рассмотрении указанного механизма рекомендуется сравнить термодинамическое воздействие на двигатель вследствие воздействия ледяных

кристаллов с имеющимися экспериментальными данными по воздействию, например, шквального града. Рекомендуется сравнить падение температуры в камере сгорания от указанных двух воздействий методами теплового баланса. Если ожидаемое падение температуры от воздействия ледяных кристаллов меньше, чем падение температуры от известного воздействия, подтверждённого экспериментальными данными, можно сделать вывод о достаточной эффективности защиты двигателя от воздействия ледяных кристаллов.

В.4 Механические повреждения

Характерной особенностью воздействия ледяных кристаллов на авиационный двигатель является образование ледяных наростов в проточной части компрессора и при температурах, значительно превышающих температуру плавления льда [3]. Льдообразование может происходить во внутренних частях компрессора, где расположены лопатки малого размера, чувствительные к механическим повреждениям.

В процессе обледенения в условиях жидких переохлаждённых капель ледяные наросты образуются на входных элементах двигателя и при срыве льда происходит механическое воздействие на входные элементы (например, лопатки вентилятора), характеризующиеся относительно большими габаритами и, соответственно, повышенной механической прочностью (по сравнению с лопатками компрессора). Конструкция лопаток вентилятора обеспечивает, как правило, отсутствие недопустимых механических повреждений при воздействии на них кусков льда значительных размеров, отрывающихся от входных элементов двигателя. Обеспечить механическую прочность лопаток компрессора значительно сложнее, поскольку их габариты значительно меньше габаритов лопаток вентилятора. В силу указанных причин, при проектировании противообледенительной защиты двигателя следует либо обеспечить отсутствие нарастания льда на лопатках компрессора, либо предусмотреть мероприятия, обеспечивающие периодический срыв льда с элементов проточной части. Периодичность срыва должна обеспечивать нарастание льда с массогабаритными характеристиками, не допускающими появление недопустимых повреждений элементов проточной части компрессора.