

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7: 551.574

doi: 10.18698/0536-1044-2019-3-61-70

Учет обледенения поверхности крыла из полимерных композиционных материалов при проектных расчетах

К.В. Михайловский, С.В. Барановски

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Accounting for Icing in the Design Analysis of Polymer Composite Wings

K.V. Mikhailovskiy, S.V. Baranovski

Bauman Moscow State Technical University

Аэродинамические характеристики авиалайнеров напрямую связаны с геометрией и профилем крыла, который в процессе полета может меняться в зависимости от образования льда, что сказывается на эффективности его работы. Учет этого явления — многодисциплинарная задача, требующая корректного решения, вследствие чего она актуальна при проектировании и соответствующих расчетах. Описан процесс получения обледенелой поверхности крыла авиалайнера на основе проведенного расчета задачи внешней аэродинамики. Исследованы форма и геометрия, а также влияние льда на аэродинамические характеристики. Рассмотрены варианты компоновки как целого авиалайнера, так и крыла в отдельности и с двигателем, установленным по классической схеме на пилоне под крылом, при нескольких режимах полета на разных высотах в облаках неодинакового фазового состава (водных и смешанных) с частицами различного диаметра. Данная работа представляет собой часть составляемой методики проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования для стадии проектных расчетов.

Ключевые слова: поверхность крыла, обледенение поверхности, аэродинамические характеристики, нарастание льда, обледенение самолета

The aircraft aerodynamic characteristics are directly dependent on their geometry, in particular, on the wing airfoil. The airfoil can change significantly in-flight due to the growth of ice, which can impact effectiveness of the airfoil. Accounting for this phenomenon is a multidisciplinary task that requires an appropriate solution, making it relevant for design calculations. The process of obtaining an ice-covered surface of the aircraft using the performed calculation of the external aerodynamics problem is described in this paper. The shape and geometry, as well as the ice effect on the aerodynamic characteristics are examined. Various arrangements are considered, both for the aircraft as a whole and for the wing separately, with engine nacelle traditionally mounted on a pole under the wing. Several flight modes at different altitudes in clouds of non-uniform phase composition (water and mixed) with particles of different diameter are considered. This

work is part of the compiled methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling at the design analysis stage.

Keywords: wing surface, ice covering, aerodynamic characteristics, ice accretion, aircraft icing

Обледенение самолета — серьезная проблема авиации, которая приводит к ухудшению аэродинамических характеристик летательного аппарата и его отдельных элементов, к снижению устойчивости, управляемости, увеличению лобового сопротивления, изменению работы отдельных систем, приборов и в итоге может стать причиной аварии.

Однако, несмотря на почти вековую историю исследования этой проблемы и борьбы с ней, учет и устранение обледенения самолета до сих пор остается актуальной задачей, затрагивающей области аэро- и термодинамики, проектирования самолетов, физики и метеорологии. С развитием математических алгоритмов и специализированных программных продуктов появилась возможность численного моделирования таких процессов [1, 2].

Большое внимание уделяется различным физическим процессам, их описанию при образовании и нарастании льда на поверхностях летательного аппарата и связанных с ними явлений [3–6], например, влиянию шероховатости льда [7], моделированию воздушно-капельного потока и процессов выпадения влаги на обтекаемую поверхность [8]. Также исследуются различные виды и формы обледенения, в частности для дендритной структуры роста льда [9]. Учитывается многофазность в смешанных облаках, т. е. действие жидких и твердых частиц [10], а также различные режимы полета, высоты и скорости, в том числе при посадке с отклоненной взлетно-посадочной механизацией [11].

Результаты исследований, проводимых путем компьютерного моделирования, лабораторных и летных испытаний, применяются для обеспечения соответствия летательного аппарата требованиям международных правил в области борьбы с обледенением. Разрабатываются методы прогнозирования и оценки свойств аэродинамических профилей и всего аппарата с учетом обледенения на основе баз экспериментальных данных с использованием статистических методов [12], численного моделирования [13–15], стендовых и летных испытаний [16, 17].

Также рассматривается чувствительность аэродинамических профилей к ледообразованию [18], влияние формы на подъемную силу при обледенении его передней кромки [19] и разрабатывают профили, устойчивые к данному эффекту [20]. Большое внимание уделяется обледенению двигателей, методам его прогнозирования, расчета и защиты от этого явления [21, 22]. Экспериментально исследуется обледенение лопаток в аэродинамических трубах [23], в том числе на больших высотах в кристаллических облаках [24, 25].

Основные работы направлены на снижение и устранение ледообразования на аэродинамических поверхностях и разработку противообледенительных систем. Рассматриваются различные типы таких систем [26, 27]. Исследуется возможность применения покрытий для предотвращения или уменьшения адгезии льда на основных поверхностях управления [28, 29].

На основании изложенного можно констатировать, что эксплуатация современного авиалайнера невозможна без учета обледенения. Таким образом, учет этого процесса на стадии проектных расчетов и при составлении методики проектирования крыла, в том числе при нахождении аэродинамических нагрузок [30], позволит повысить уровень достоверности и улучшить корректность результатов.

Цель работы — определение степени влияния обледенения поверхности крыла на аэродинамические нагрузки в рамках составляемой методики проектирования.

Исходные данные и варианты расчета. Исследовано обледенение стреловидного крыла пассажирского авиалайнера размахом 35 м, выполненного из полимерных композиционных материалов и имеющего несимметричный аэродинамический профиль и спрямленный участок.

Рассмотрены отдельно крыло, крыло с мотогондолой двигателя, закрепленной на пилоне под ним, и целый авиалайнер (рис. 1).

Вычисления проведены с помощью метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS. Построена нерегулярная объемная

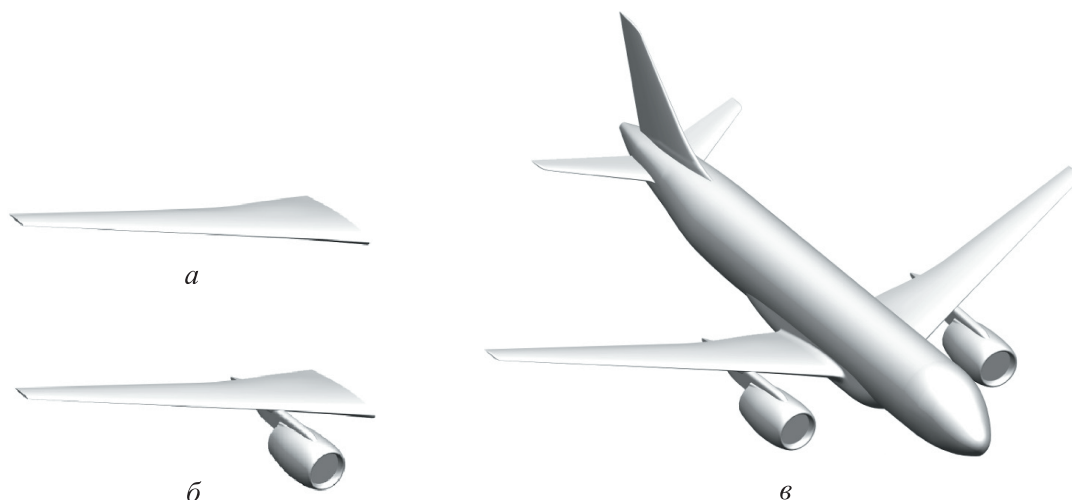


Рис. 1. Варианты геометрических моделей:

a — отдельного крыла; *б* — крыла с мотогондолой двигателя, закрепленной на пилоне под ним; *в* — целого авиалайнера

Таблица 1

Параметры среды при разной высоте полета

Параметр	Высота, м			
	500	1000	2000	3000
Скорость, м/с	139	139	167	167
Давление, Па·10 ⁴	9,54613	8,98763	7,95014	7,01212
Температура, К	268	263	258	253
Фазовое состояние	О	О, М	О, М	О, М

Примечание. О — однофазное состояние (водяные капли), М — многофазное (смешанное): водяные капли и кристаллы льда.

тетраэдральная сетка с дискретизацией на поверхности объекта исследования. Для учета градиентов потока в пограничном слое на поверхности введен слой призматических ячеек. Решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса. При расчете использована модель турбулентности Спаларта–Аллмараса. Расчеты выполнены в стационарном режиме (Steady) с обеспечением точности решения (критерия схождения) 10^{-4} .

Рассмотрено несколько режимов полета в водных и смешанных облаках на разных высотах. Максимальная продолжительность обледенения составляла 600 с (шаг 60 с). Уравнение состояния воздуха задавалось согласно модели совершенного газа. Параметры атмосферы взяты по ГОСТ–4401 в соответствии с выбранной высотой полета и приведены в табл. 1.

Размер частиц для однофазного состояния составлял 25 мкм. Значения диаметров водяных капель и кристаллов льда для многофазного состояния при разных вариантах расчета при-

ведены в табл. 2. Рассматриваемые варианты различаются диаметром частиц и водностью.

Также рассмотрены варианты расчета с частицами разного диаметра по распределению Ленгмюра (рис. 2): семь размеров частиц как больше, так и меньше номинального диаметра, которые автоматически усреднялись по весу в конце моделирования.

Водность для однофазной среды с каплями диаметром 25 мкм составляли 1,08; 0,90; 0,73 и

Таблица 2

Значения диаметров частиц для многофазного состояния

Вариант расчета	Диаметр, мкм	
	капли	кристалла
А, Б	25	20
В, Г	40	100
Д, Е	120	150
Ж, И	200	200

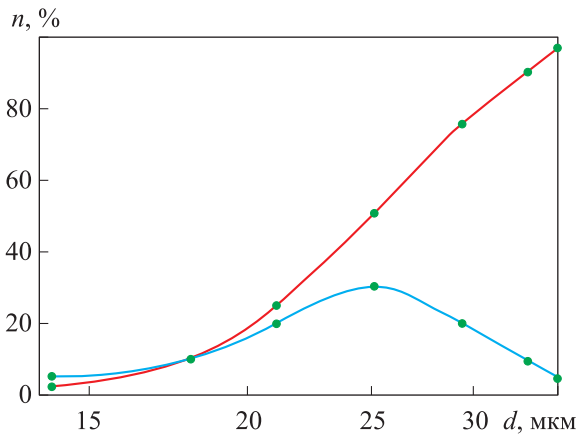


Рис. 2. Доля n частиц разного диаметра d в рассматриваемой среде (распределение Ленгмюра):
 — доля отдельной частицы; — суммарная доля частиц; • — диаметр частиц

0,60 г/м³ для высоты полета 500, 1000, 2000 и 3000 м соответственно. Значения водности для многофазной среды приведены в табл. 3.

В итоге для данной задачи общее количество расчетных случаев составило 170 (с учетом различных углов атаки и характеристик среды).

Результаты расчета. Путем моделирования получены следующие данные по обледенению поверхностей отдельного крыла, крыла с мотогондолой двигателя на пилоне и целого авиалайнера: масса, толщина и геометрическая форма льда. Определен характер обтекания обледенелого крыла. На рис. 3 показан вид льда на крыле при полете на высоте 500 м через облако с однофазным составом частиц диаметром 25 мкм.

Наращение льда происходит на передних кромках таких элементов авиалайнера, как нос, крыло, мотогондолой и оперение. При рассмотрении отдельного крыла (рис. 3, а) видно, что у него, в отличие от вариантов крыла с мотогондолой (рис. 3, б) и целого авиалайнера (рис. 3, в), большая площадь поверхности покрыта льдом. Это связано с тем, что показаны только области обледенения без учета толщин, которые в рамках одного отдельного агрегата можно исследовать более подробно. Иными словами, на рис. 3, а показан весь образующийся в результате расчета лед, в том числе толщи-

Таблица 3

Значения водности многофазной среды для разной высоты полета

Вариант расчета	Водность, г/м ³ , при высоте полета, м		
	1000	2000	3000
А	0,32/0,14	0,27/0,12	0,22/0,10
Б	0,14/0,32	0,12/0,27	0,10/0,22
В, Д, Ж	0,26/0,11	0,24/0,10	0,21/0,09
Г, Е, И	0,11/0,26	0,10/0,24	0,09/0,21

Примечание. В числителе дроби указаны значения для водяных капель, в знаменателе — для кристаллов льда.

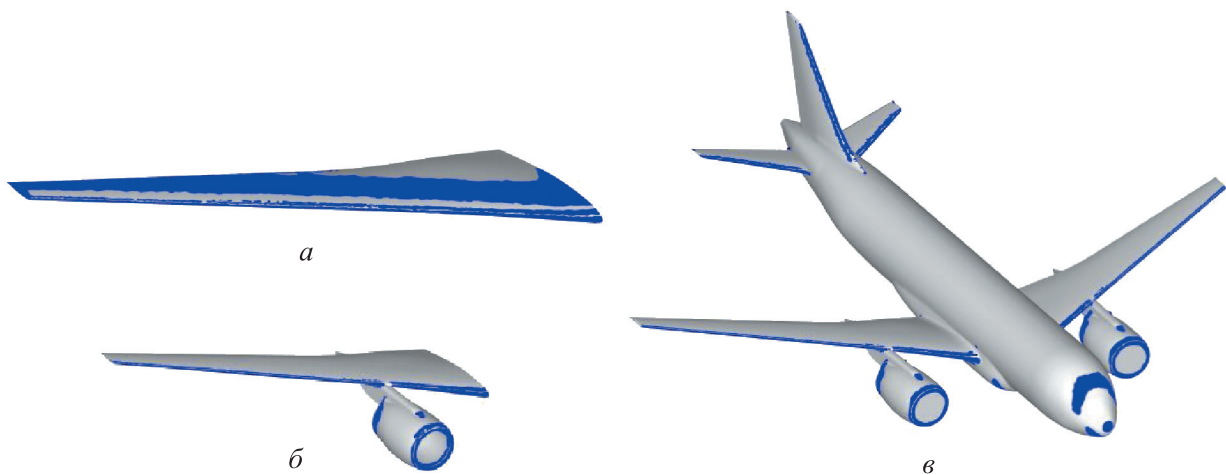


Рис. 3. Распределение льда (■) по аэродинамическим поверхностям отдельного крыла (а), крыла с мотогондолой двигателя на пилоне (б) и целого авиалайнера (в)

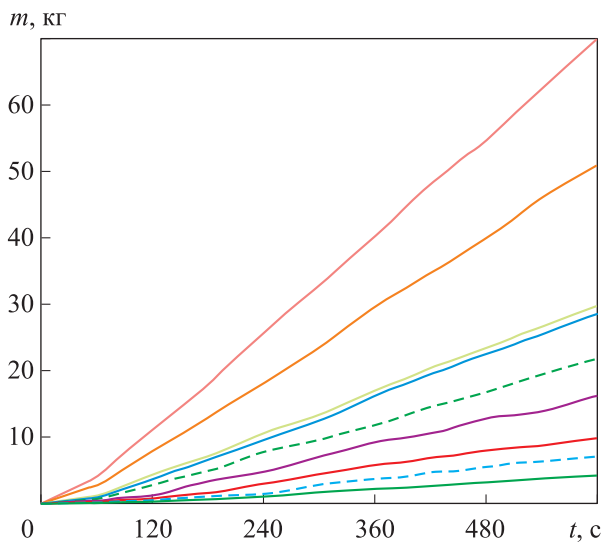


Рис. 4. Зависимость массы льда m от времени обледенения t для различных вариантов расчета: — однофазное состояние; — А; — Б; — В; — Г, — Д; — Е; — Ж; — И

ной порядка микрона, которым в рамках целого авиалайнера можно пренебречь.

На рис. 4 приведены графики роста массы льда от времени для рассмотренных вариантов с частицами различного диаметра.

Графики прямолинейные, масса льда возрастает равномерно, за исключением перелома в момент времени $t = 60$ с: скорость нарастания льда до этой точки невысока, но после одной минуты полета в режиме обледенения увеличивается. Следует отметить, что в расчете не учтены противообледенительные системы, без которых полет в заданных условиях и с такой массой льда невозможен.

В табл. 4 приведены значения массы льда m для варианта А, образовавшегося на поверхности крыла в результате обтекания потоком с частицами одинакового и разного диаметров, а также разница между значениями массы льда Δ при разной продолжительности обледенения.

Таблица 4

Сравнение параметров льда, образованного частицами одинакового и разного диаметров

Параметр	Продолжительность обледенения, с									
	60	120	180	240	300	360	420	480	540	600
m , кг	0,38	0,51	1,66	3,25	4,01	4,84	6,40	7,40	8,41	9,83
	0,39	0,55	1,54	3,11	4,27	5,12	6,82	7,91	8,89	9,92
Δ , %	1,8	6,8	6,9	4,3	6,4	5,8	6,5	6,8	5,8	0,9

Примечание. В числителе дроби указаны значения для частиц одинакового диаметра, в знаменателе — для частиц разного.

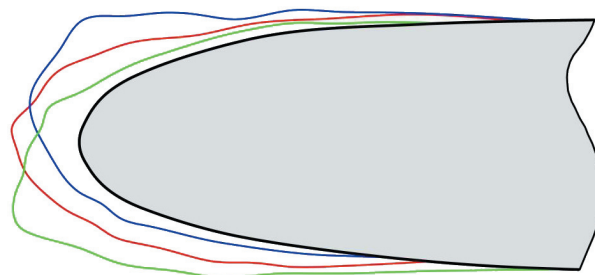


Рис. 5. Схема формы льда (увеличенная для наглядности) на передней кромке крыла (■) при различных значениях угла атаки: — $\alpha = 0^\circ$; — $\alpha = +11^\circ$; — $\alpha = -7^\circ$

Время расчета для частиц одинакового диаметра составляло 4300 с, а для частиц разного — 25 922 с.

В зависимости от угла атаки α основная масса льда смещается в наветренную сторону (рис. 5). Несимметричность формы льда при $\alpha = 0^\circ$ обусловлена геометрией крыла (угол его установки в корневом сечении равен $+3^\circ$, а в концевом — 0°).

На рис. 6 показано распределение давления p по профилю крыла в различных сечениях при разном количестве льда на крыле, где \bar{x} — относительная координата точки профиля, $\bar{x} = x/c$ (x — координата точки в сечении профиля; c — длина хорды профиля в этом сечении). Представленные графики показывают изменение аэродинамических характеристик обледеневшего крыла.

Тонкая пленка льда незначительно влияет на аэродинамические характеристика профиля, график схож с вариантом без льда, за исключением мест на границе (центральная часть крыла), где возникают скачки давления. В остальных же частях крыла графики либо полностью повторяют друг друга, либо различаются на 1,0...1,5 %. Иная картина для «крупного» льда, где график становится неравномерным (передняя кромка крыла), появляются пики давления

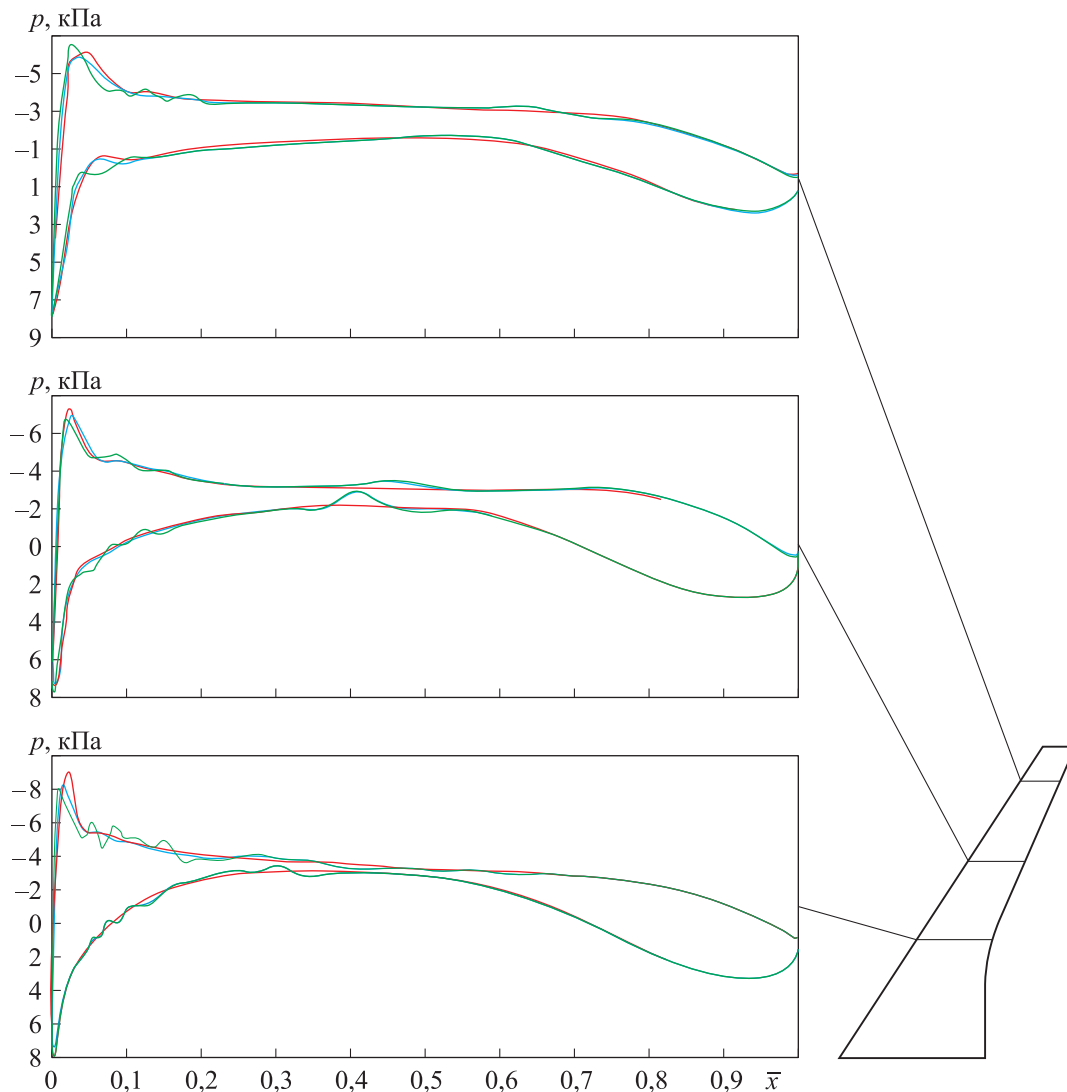


Рис. 6. Распределение давления $p(\bar{x})$ по профилю крыла при различном количестве льда на нем: — без льда; — тонкая пленка льда, повторяющая аэродинамический профиль; — «крупный» лед

не только на границе льда, но и по его поверхности (связано с неровной структурой) на нижней и верхней частях крыла. В хвостовой же части, где лед либо отсутствует, либо минимален, графики давления схожи.

Выводы

1. На основе проведенного для авиалайнера параметрического моделирования задачи внешней аэродинамики с учетом возможного обледенения получены следующие результаты:

- определены масса, толщина и геометрическая форма льда на аэродинамических поверхностях отдельного крыла, крыла с мотогондолой двигателя, закрепленной на пилоне под ним, и целого авиалайнера в зависимости от

фазового состава воздушной среды, угла атаки, режима и высоты полета;

- проанализировано влияние льда на аэродинамическую нагрузку;

- установлено, что при задании разных диаметров частиц, усредненных по весу, в конце моделирования результаты расчета отличаются на 5...7% от вариантов с постоянным диаметром, а продолжительность расчета возрастает в 6 раз;

- показано, что на начальных этапах проектирования крыла из полимерных композиционных материалов учет обледенения оказывает косвенное влияние на прочность, подробный учет этого явления в рамках поставленной задачи дает незначительный результат. Однако он является неотъемлемой частью комплекса

работ по созданию современных авиалайнеров, поэтому данный процесс необходимо рассматривать более подробно и обширно. При выборе аэродинамического профиля, помимо совершенства работы при крейсерском режиме полета, важно уделить внимание возможности его обледенения, последующим измене-

ниям и степени влияния на характеристики авиалайнера.

2. Результаты проведенной работы будут использованы при составлении комплексной методики проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования.

Литература

- [1] Hann R. UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Performance Degradation. *Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA AVIATION Forum*, Atlanta, 2018, AIAA Paper no. 2018-2861, pp. 1-8.
- [2] Nilamdeen S., Habashi W.G., Aube M.S., Baruzzi G.S. FENSAP-ICE: Modeling of water droplets and ice crystals. *1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, San Antonio, 2009, AIAA Paper no. 2009-4128, pp. 1-11.
- [3] Кашеваров А.В., Левченко В.С., Миллер А.Б., Потапов Ю.Ф., Стасенко А.Л. К гидротермодинамике обледенения профиля в воздушно-кристаллическом потоке. *Журнал технической физики*, 2018, т. 88, № 6, с. 808-814, doi: 10.21883/JTF.2018.06.46009.2503
- [4] Кашеваров А.В., Стасенко А.Л. Обледенение профиля ЛА в воздушно-кристаллическом облаке. *Матер. XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике*, Жуковский, 2017. 141 с.
- [5] Кашеваров А.В., Моллесон Г.В., Стасенко А.Л. Численные исследования процессов, сопровождающих обледенение ЛА в воздушно-капельных и воздушно-кристаллических переохлажденных облаках. *XX Юбилейная Междунар. конф. по вычислительной механике и современным прикладным системам (ВМСППС'2017)*, 24-31 мая 2017, Алушта, Москва, Изд-во МАИ, 2017, с. 468-469.
- [6] Deiler C. Aerodynamic modeling, system identification, and analysis of iced aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 1, pp. 145-161, doi: 10.2514/1.C034390
- [7] McClain S.T., Vargas M., Tsao J. Characterization of Ice Roughness Variations in Scaled Glaze Icing Conditions. *8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, Washington, 2016, AIAA Paper no. 2016-3592, pp. 1-14.
- [8] Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: моделирование воздушно-капельного потока. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2013, № 4(101), с. 59-67.
- [9] Kong W., Liu H. Development and theoretical analysis of an aircraft supercooled icing model. *Journal of aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 975-986, doi: 10.2514/1.C032450
- [10] Ayan E., Özgen S. In-flight ice accretion simulation in mixed-phase conditions. *The Aeronautical Journal*, 2018, vol. 122, no. 1249, pp. 409-441, doi: 10.1017/aer.2017.127
- [11] Богатырев В.В. Исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки. *Ученые записки ЦАГИ*, 2014, т. 45, № 4, с. 37-46.
- [12] Han Y., Palacios J. Airfoil-performance-degradation prediction based on nondimensional icing parameters. *AIAA Journal*, 2013, vol. 51, no. 11, pp. 2570-2581, doi: 10.2514/1.J052207
- [13] Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: условия возникновения и методики расчета. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2012, № 6(93), с. 37-47.
- [14] Hasatizadeh K., Lauretudeau E., Paraschivoiu I. Quasi-steady convergence of multistep Navier-Stokes icing simulations. *Journal of aircraft*, 2013, vol. 50, no. 4, pp. 1261-1274, doi: 10.2514/1.C032197
- [15] Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2013, т. 44, № 6, с. 25-57.
- [16] Dong W., Zhu J., Zheng M., Lei G. L., Zhou Z.X. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes. *Journal of propulsion and power*, 2015, vol. 31, no. 5, pp. 1330-1337, doi: 10.2514/1.B35679

- [17] Борисова Н.А., Горячев Д.В., Кошечев А.Б. Оценка аэродинамических характеристик летательного аппарата при полете в условиях обледенения. *Ученые записки ЦАГИ*, 2014, т. 45, № 6, с. 43–49.
- [18] Богатырев В.В., Левченко В.С. Расчетные исследования влияния формы профилей на их чувствительность к обледенению. *Матер. XXIV научно-техн. конф. по аэродинамике*, Жуковский, 28 февраля–01 марта 2013, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2013, с. 60–61.
- [19] Ершов А.А. Влияние формы профиля на подъемную силу при обледенении его передней кромки. *Матер. XXVII научно-технической конференции по аэродинамике*, Жуковский, 21–22 апреля 2016, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2016, с. 115–116.
- [20] Богатырев В.В., Левченко В.С. Расчетные исследования по разработке профилей, аэродинамически устойчивых к условиям обледенения, для перспективных самолетов с прямым крылом. *Матер. XXV научно-технической конференции по аэродинамике*, Жуковский, 27–28 февраля 2014, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014, с. 63–64.
- [21] Иванова А.Р. Обледенение двигателей самолетов в ледяных кристаллах: пути решения проблемы. *Гидрометеорологические исследования и прогнозы*, 2018, № 2(368), с. 95–109.
- [22] Norde E., Van Der Weide E.T.A., Hoesjmakers H.W.M. Eulerian method for ice crystal icing. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 1, pp. 222–234, doi: 10.2514/1.J056184
- [23] Клеменков Г.П., Приходько Ю.М., Пузырев Л.Н., Харитонов А.М. Моделирование процессов обледенения летательных аппаратов в аэроклиматических трубах. *Теплофизика и аэромеханика*, 2008, т. 15, № 4, с. 563–572.
- [24] Шакина Н.П., Горлач И.А., Скриптунова Е.Н., Комасько Н.И. Обледенение двигателей самолета в кристаллических облаках: анализ случая. *Метеорология и гидрология*, 2014, № 2, с. 85–91.
- [25] Rios Pabon M.A. *Ice crystal ingestion by turbofans*. Doctor's thesis. Philadelphia, Drexel University, 2012. 197 p.
- [26] Любченко О.И., Вишнев А.В., Акзигитов Р.А. Способы устранения обледенения и выполнения противообледенения воздушного судна. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*, 2014, т. 1, № 10, с. 201–203.
- [27] Nagappan N.M. *Numerical modeling of anti-icing using an array of heated synthetic jets*. Doctor's thesis. Daytona Beach, Embry-Riddle Aeronautical University, 2013. 96 p.
- [28] Beeram P., Waldman R., Hu H. Ice adhesion measurements of ice mitigation coatings pertinent to aircraft icing. *9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, Denver, 2017, AIAA Paper no. 2017–3928, pp. 1–15.
- [29] Кривопалова Е.В., Пименова Т.А. Методика изготовления и возможность использования супергидрофобных покрытий в борьбе с обледенением самолета. *Матер. XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике*, Жуковский, 20–21 апреля 2017, Жуковский, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. 156 с.
- [30] Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 5(122), с. 15–28, doi: 10.18698/0236-3941-2018-5-15-28

References

- [1] Hann R. UAV Icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for Ice Accretion and Performance Degradation. *Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA AVIATION Forum*, Atlanta, 2018, AIAA Paper no. 2018–2861, pp. 1–8.
- [2] Nilamdeen S., Habashi W.G., Aube M.S., Baruzzi G.S. FENSAP-ICE: Modeling of water droplets and ice crystals. *1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, San Antonio, 2009, AIAA Paper no. 2009–4128, pp. 1–11.
- [3] Kashevarov A.V., Levchenko V.S., Miller A.B., Potapov Yu.F., Stasenko A.L. Experimental investigations of interaction of an air-droplet-crystal flow with a solid body in the problem

- of a flyer icing. *Journal of Applied Physics*, 2018, vol. 88, no. 6, pp. 808–814, doi: <https://doi.org/10.1063/1.5034669>
- [4] Kashevarov A.V., Stasenko A.L. The icing of the LA profile in the air-crystalline cloud. *Materialy XXVIII nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya po aerodinamike* [Proceedings of the XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Zhukovskiy, 2017. 141 p.
- [5] Kashevarov A.V., Molleson G.V., Stasenko A.L. Numerical studies of the processes accompanying LA icing in airborne and air-crystalline supercooled clouds. *Proceedings of the XX Anniversary International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems*, 24–31 May 2017, Alushta, Moscow, MAI publ., 2017, pp. 468–469.
- [6] Deiler C. Aerodynamic modeling, system identification, and analysis of iced aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 1, pp. 145–161, doi: 10.2514/1.C034390
- [7] McClain S.T., Vargas M., Tsao J. Characterization of Ice Roughness Variations in Scaled Glaze Icing Conditions. *8th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, Washington, 2016, AIAA Paper no. 2016–3592, pp. 1–14.
- [8] Prikhod'ko A.A., Alekseyenko S.V. Icing of aerodynamic surfaces: modeling of air-droplet flow. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2013, no. 4(101), pp. 59–67.
- [9] Kong W., Liu H. Development and theoretical analysis of an aircraft supercooled icing model. *Journal of aircraft*, 2014, vol. 51, no. 3, pp. 975–986, doi: 10.2514/1.C032450
- [10] Ayan E., Özgen S. In-flight ice accretion simulation in mixed-phase conditions. *The Aeronautical Journal*, 2018, vol. 122, no. 1249, pp. 409–441, doi: 10.1017/aer.2017.127
- [11] Bogatyrev V.V. Study of the effect of icing on the aerodynamic characteristics of the aircraft on the landing mode. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 2014, vol. 45, no. 4, pp. 37–46 (in Russ.).
- [12] Han Y., Palacios J. Airfoil-performance-degradation prediction based on nondimensional icing parameters. *AIAA Journal*, 2013, vol. 51, no. 11, pp. 2570–2581, doi: 10.2514/1.J052207
- [13] Prikhod'ko A.A., Alekseyenko S.V. Icing of aerodynamic surfaces: conditions of occurrence and methods of calculation. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2012, no. 6(93), pp. 37–47.
- [14] Hasatzadeh K., Lauretudeau E., Paraschivoiu I. Quasi-steady convergence of multistep Navier–Stokes icing simulations. *Journal of aircraft*, 2013, vol. 50, no. 4, pp. 1261–1274, doi: 10.2514/1.C032197
- [15] Alekseyenko S.V., Prikhod'ko A.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and profile. An overview of the models and results of calculations. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 2013, vol. 44, no. 6, pp. 25–57 (in Russ.).
- [16] Dong W., Zhu J., Zheng M., Lei G. L., Zhou Z.X. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes. *Journal of propulsion and power*, 2015, vol. 31, no. 5, pp. 1330–1337, doi: 10.2514/1.B35679
- [17] Borisova N.A., Goryachev D.V., Koshcheyev A.B. Evaluation of aerodynamic characteristics of the aircraft during flight in icing conditions. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 2014, vol. 45, no. 6, pp. 43–49 (in Russ.).
- [18] Bogatyrev V.V., Levchenko V.S. Computational studies of the influence of the shape of profiles on their sensitivity to icing. *Mater. XXIV nauchno-tekhn. konf. po aehrodinamike* [Materials XXIV Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Zhukovskiy, 28 February–01 March 2013, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrogidrodinamicheskiiy institut im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2013, pp. 60–61.
- [19] Ershov A.A. The influence of the shape of the profile on the lifting force during icing of its leading edge. *Mater. XXVII nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya po aehrodinamike* [Materials XXVII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Zhukovskiy, 21–22 April 2016, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrogidrodinamicheskiiy institut im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2016, pp. 115–116.
- [20] Bogatyrev V.V., Levchenko V.S. Design studies on the development of profiles that are aerodynamically resistant to icing conditions for promising aircraft with a straight wing. *Mater. XXV nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya po aehrodinamike* [Materials XXV scientific and technical conference on aerodynamics]. Zhukovskiy, 27–28 February 2014, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrogidrodinamicheskiiy institut im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2014, pp. 63–64.

- [21] Ivanova A.R. Aircraft engine icing in ice crystals: solutions. *Proceedings of the Hydrometcentre of Russia*, 2018, no. 2(368), pp. 95–109 (in Russ.).
- [22] Norde E., Van Der Weide E.T.A., Hoesmakers H.W.M. Eulerian method for ice crystal icing. *AIAA Journal*, 2018, vol. 56, no. 1, pp. 222–234, doi: 10.2514/1.J056184
- [23] Klemenkov G.P., Prikhod'ko Yu.M., Puzyrev L.N., Kharitonov A.M. Modelling of icing of flying vehicles in climatic wind tunnels. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2008, vol. 15, no. 4, pp. 563–572.
- [24] Shakina N.P., Gorlach I.A., Skriptunova E.N., Komash'ko N.I. The icing of the engines of the aircraft in ice clouds: a case analysis. *Russian Meteorology and Hydrology*, 2014, no. 2, pp. 85–91 (in Russ.).
- [25] Rios Pabon M.A. *Ice crystal ingestion by turbofans*. Doctor's thesis. Philadelphia, Drexel University, 2012. 197 p.
- [26] Lyubchenko O.I., Vishnev A.V., Akzigitov R.A. Ways to eliminate icing and perform anti-icing of the aircraft. *Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavтики*, 2014, vol. 1, no. 10, pp. 201–203 (in Russ.).
- [27] Nagappan N.M. *Numerical modeling of anti-icing using an array of heated synthetic jets*. Doctor's thesis. Daytona Beach, Embry-Riddle Aeronautical University, 2013. 96 p.
- [28] Beeram P., Waldman R., Hu H. Ice adhesion measurements of ice mitigation coatings pertinent to aircraft icing. *9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*, Denver, 2017, AIAA Paper no. 2017-3928, pp. 1–15.
- [29] Krivopalova E.V., Pimenova T.A. The method of manufacture and the possibility of using superhydrophobic coatings in anti-icing aircraft. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aehrodinamike* [Proceedings of the XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Zhukovskiy, 20–21 April 2017, Zhukovskiy, Tsentral'nyy aehrodinamicheskoy institut im. prof. N.E. Zhukovskogo publ., 2017. 156 p.
- [30] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Determining Aerodynamic Loads Affecting an Aircraft Wing During Parametric Modelling Taking the Main Airliner Components into Account. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2018, no. 5(122), pp. 15–28 (in Russ.), doi: 10.18698/0236-3941-2018-5-15-28

Статья поступила в редакцию 21.01.2019

Информация об авторах

МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

БАРАНОВСКИ Сергей Владиславович — аспирант, ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, serg1750@mail.ru).

Information about the authors

MIKHAILOVSKIY Konstantin Valerievich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst_mi@mail.ru).

BARANOVSKI Sergey Vladislavovich — Postgraduate, Assistant Lecturer, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михайловский К.В., Барановски С.В. Учет обледенения поверхности крыла из полимерных композиционных материалов при проектных расчетах. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 3, с. 61–70, doi: 10.18698/0536-1044-2019-3-61-70

Please cite this article in English as:

Mikhailovskiy K.V., Baranovski S.V. Accounting for Icing in the Design Analysis of Polymer Composite Wings. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 3, pp. 61–70, doi: 10.18698/0536-1044-2019-3-61-70