

УДК 532.526 : 532.24

DOI: 10.30838/J.PMNTM.2413.250918.10.393

К ПРОБЛЕМЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТЕПЕНИ ВЛИЯНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

АЛЕКСЕЕНКО С. В.^{1*}, к. т. н.,
ЮШКЕВИЧ О. П.², к. т. н.

^{1*} Кафедра механотроники, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, Дніпро, 49000, Україна, тел. +38 (050) 480-85-03, e-mail: alexeyenko_sv@ukr.net, ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

² Кафедра механотроники, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, Дніпро, 49000, Україна, тел. +38 (066) 775-37-58, e-mail: ReiTO@i.ua, ORCID ID: 0000-0002-7199-8424

Аннотация. Постановка проблемы. Вопрос качественного и количественного определения степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат при полете в заданных метеорологических условиях, имеющий определенные компоненты, конфигурацию и размеры, является достаточно сложным и все еще остается далеким от завершения. Для решения этой проблемы в работе предложен комплексный подход, основанный на разработанных методике и программно-методическом обеспечении, позволяющих численно моделировать процессы обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов. При описании воздушно-капельного потока предложен подход, основанный на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности Спаларта–Аллараса, в рамках которого движение переохлажденных капель воды описано с помощью модели взаимопроникающих сред. Численное моделирование процесса нарастания льда на обтекаемой поверхности выполнено с использованием метода поверхностных контрольных объемов, основанный на уравнениях неразрывности, сохранения количества движения и энергии. **Результаты расчетов.** Проведены систематические многопараметрические исследования процессов обледенения на примере профиля NASA 0012 в широком диапазоне параметров. **Выводы.** Проиллюстрирована возможность применения полученных результатов при обеспечении безопасности полетов, проектировании систем защиты от обледенения, согласно правилам, содержащимся в нормативной документации. Систематизация результатов, которые могут быть получены для определенного летательного аппарата, в том числе оборудованного системой защиты от обледенения, позволит объективно, быстро и точно анализировать опасность обледенения по запланированному маршруту на всех этапах полета в известных метеорологических условиях, а также во время полета, с использованием текущих данных состояния атмосферы, выработать рекомендации по изменению плана полета.

Ключевые слова: безопасность полетов; обледенение летательных аппаратов; интенсивность обледенения; численное моделирование; осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса

ДО ПРОБЛЕМИ ВИЗНАЧЕННЯ СТУПЕНЯ ВПЛИВУ ЗЛЕДЕНІННЯ НА ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ

АЛЕКСЕЄНКО С. В.^{1*}, к. т. н., доц.,
ЮШКЕВИЧ О. П.², к. т. н., доц.

^{1*} Кафедра механотроніки, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, Дніпро, 49000, Україна, тел. +38 (050) 480-85-03, e-mail: alexeyenko_sv@ukr.net, ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

² Кафедра механотроніки, Дніпровський національний університет імені Олесь Гончара, пр. Гагарина, 72, Дніпро, 49000, Україна, тел. +38 (066) 775-37-58, e-mail: ReiTO@i.ua, ORCID ID: 0000-0002-7199-8424

Анотація. Постановка проблеми. Питання якісного та кількісного визначення ступеня негативного впливу зледеніння на літальний апарат під час польоту в заданих метеорологічних умовах, який має певні компонувку, конфігурацію і розміри, є досить складним і все ще залишається далеким від завершення. Для вирішення цієї проблеми в роботі запропоновано комплексний підхід, заснований на розроблених методиці і програмно-методичному забезпеченні, які дозволяють чисельно моделювати процеси зледеніння аеродинамічних поверхонь літальних апаратів. При описі руху повітряно-крапельного потоку запропоновано підхід, заснований на розв'язанні усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса з використанням моделі турбулентності Спаларта–Аллараса. В рамках цього підходу рух переохладжених крапель води описано за допомогою моделі взаємопроникних середовищ. Чисельне моделювання процесу наростання криги на обтічній поверхні виконано з використанням методу поверхневих контрольних обсягів, заснованих на рівняннях нерозривності, збереження кількості руху і енергії. **Результати розрахунків.** Проведено систематичні багатопараметричні дослідження процесів обмерзання на прикладі профілю NASA 0012 в широкому діапазоні параметрів. **Висновки.** Проілюстрована можливість застосування отриманих результатів при забезпеченні безпеки польотів, проектуванні систем захисту від зледеніння, згідно з правилами, що містяться в нормативній документації. Систематизація результатів, які можуть бути отримані для певного літального апарату, в тому числі обладнаного системою захисту від зледеніння, дозволить об'єктивно,

швидко і точно аналізувати небезпеку зледеніння за запланованим маршрутом на всіх етапах польоту в відомих метеорологічних умовах, а також під час польоту, з використанням поточних даних стану атмосфери, виробляти рекомендації щодо зміни плану польоту.

Ключові слова: безпека польотів; зледеніння літальних апаратів; інтенсивність зледеніння; чисельне моделювання; осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса

TO THE PROBLEM OF ESTIMATION OF THE INFLUENCE OF ICING ON THE AIRCRAFT

ALEKSEYENKO S.V.^{1*}, *Cand. Sc. (Tech.), Ass. Prof.*,
YUSHKEVICH O.P.², *Cand. Sc. (Tech.), Ass. Prof.*

^{1*} Department of Mechatronics, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Gagarina Ave., 72, 49000, Ukraine, tel. +38 (050) 480-85-03, e-mail: alexeenko_sv@ukr.net, ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

² Department of Mechatronics, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Gagarina Ave., 72, 49000, Ukraine, tel. +38 (066) 775-37-58, e-mail: ReilTO@i.ua, ORCID ID:0000-0002-7199-8424

Abstract. Statement of the problem. The question of the qualitative and quantitative determination of the degree of negative influence of icing on the aircraft during the flight in adverse meteorological conditions, which has a specific layout, configuration and size, is quite complex and still remains far from completion. To solve this problem, an integrated approach based on the developed methodology and software support, which allows numerical simulation of the icing processes of the aerodynamic surfaces of aircraft has been proposed. When describing the airborne flow, an approach based on solving Reynolds-averaged Navier–Stokes equations using the Spalart–Allmaras turbulence model, in which the motion of supercooled water droplets is described using an interpenetrating media model, was proposed. Numerical simulation of the icing process on a streamlined surface was performed using the method of surface control volumes, based on the equations of continuity, conservation of momentum and energy. **Calculation results.** Systematic multiparameter studies of icing processes in a wide range of parameters using as an example of the NACA 0012 profile were carried out. **Conclusions.** The possibility of applying the obtained results in ensuring flight safety, designing deicing/antiicing protection systems, according to the regulatory documentation rules, was illustrated. Systematization of the results that can be obtained for a given aircraft, including one equipped with an ice protection system, will allow objectively, quickly and accurately analyze the danger of icing along the planned route during all phases of flight in known meteorological conditions, as well as during flight, using current data on the state of the atmosphere, to develop recommendations for changing the flight plan.

Keywords: flight safety; icing intensity aircrafts icing; numerical simulation; Reynolds-averaged Navier-Stokes equations

Введение

Обледенение летательных аппаратов в полете является всемирно признанной серьезной проблемой безопасности. На аэродинамических поверхностях, при взаимодействии с переохлажденными каплями, содержащимися в атмосфере, могут образовываться ледяные наросты, оказывающие существенное влияние на аэродинамику летательного аппарата: изменяется форма обтекаемой поверхности, ее шероховатость, нарушается структура течения, что приводит к уменьшению максимальной подъемной силы, увеличению лобового сопротивления, образованию отрывных зон, уменьшению угла срыва потока с крыла, проблемам с обеспечением устойчивости и управляемости летательным аппаратом в целом.

При этом вопрос определения степени негативного влияния обледенения на летательный аппарат, имеющий определенные компоновку, конфигурацию и размеры в заданных метеорологических и летных условиях, является достаточно сложным и все еще остается далеким от завершения [1]. Применение существующей системы критериев интенсивности обледенения,

предполагающие незначительную, легкую, умеренную и сильную степени обледенения в зависимости от его влияния на летательный аппарат, которые были предложены еще в 1960-е годы [2], сопряжено с рядом проблем. Так, определение взаимосвязи условий обледенения с опасностью полета в этих условиях не является однозначным, поскольку предложенная градация является, с одной стороны, нечеткой и субъективной, с другой стороны, обледенение в одних и тех же условиях будет влиять по-разному на разные типы летательных аппаратов [1; 3].

Целью настоящей работы является разработка методики, на основе созданного программно-методического обеспечения [4–6], позволяющей оценивать степень негативного влияния обледенения на летательный аппарат в заданных условиях.

Нормативными документами, которые используют на практике при проектировании систем защиты от обледенения, а также при сертификации летательных аппаратов для полетов в условиях обледенения являются Авиационные правила Межгосударственного авиационного комитета (Украина, страны постсоветского пространства), Сертификационные спецификации Европейского агентства по безопасности полетов (Европейский

союз), Свод нормативных актов Федерального управления гражданской авиации (ФАУ) (США). Поскольку, с одной стороны, содержимое разделов относительно условий обледенения Авиационных правил гармонизировано с содержимым соответствующих разделов Сертификационных спецификаций и Нормам летной годности ФАУ, а с другой стороны, вопросы, связанные с влиянием обледенения на летательный аппарат наиболее полно отражены в работах, опубликованных в США, в настоящей работе приводятся ссылки на нормативную документацию, принятую ФАУ.

Общепринятые определения

По сути, определения, используемые вплоть до настоящего времени согласно правилам ФАУ, для оценки интенсивности обледенения (табл. 1 [2]), были впервые сформулированы для не оборудованных системой защиты от обледенения военных самолетов еще в 1950-х годах, а затем были адаптированы как для оборудованных, так и не оборудованных системами защиты от обледенения самолетов гражданской авиации в 1960-х годах. При этом степень влияния на летательный аппарат в этих определениях приведена в предположении незащищенного от обледенения самолета. Следует отметить, что эти определения в дальнейшем не обновлялись и не уточнялись, что привело к возникновению некоторых проблем, о которых кратко было упомянуто выше [1].

Таблица 1

Определения, используемые для оценки степени обледенения [2] / Icing definitions [2]

Степень обледенения	Влияние на летательный аппарат
Незначительная	Обледенение становится ощутимым. Интенсивность накопления льда несколько выше, чем интенсивность сублимации. Такое обледенение не опасно даже для самолета, не оборудованного системой защиты от обледенения (при условии, что самолет находится в таких условиях не более 1 часа)
Легкая	Образующаяся наледь может стать опасной в случае длительного полета в таких условиях (более 1 часа). Периодическая активация противо-/антиобледенительного оборудования удаляет/предотвращает накопление льда. Такие условия не опасны, если самолет оборудован системой защиты от обледенения
Умеренная	Интенсивность обледенения такова, что даже непродолжительное нахождение самолета в таких условиях является потенциально опасным. Необходимо использование противо-/антиобледенительного оборудования или изменение курса

Сильная	Интенсивность обледенения такова, что даже использование противо-/антиобледенительного оборудования является недостаточным для обеспечения безопасности полета. Необходимо срочное изменение курса с целью выхода из условий обледенения.
---------	-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Современное состояние вопроса

Термины незначительное, легкое, умеренное и сильное изначально были введены, подразумевая описание атмосферных условий, в которых возможно обледенение [7]. В дальнейшем, с целью оценки количества льда, которое может нарастать на поверхностях самолета во время полета в таких атмосферных условиях, в качестве критерия интенсивности обледенения была выбрана скорость нарастания льда на неподвижном цилиндре диаметром 7,5 см, который выполнял роль зонда, размещенного в области переднего края крыла, при «стандартной скорости полета» 321 км/ч. Такой подход был достаточно простым и эффективным способом оценки опасности обледенения. Полученная шкала критерия интенсивности обледенения приведена в таблице 2 [1; 7].

Таблица 2

Первоначальная шкала интенсивности обледенения [7] / Original icing intensity scale

Интенсивность нарастания льда на цилиндрическом датчике диаметром 7,5 см при скорости набегающего потока 321 км/ч, (г/см ² в ч)	Шкала интенсивности обледенения
0,00...0,10	Незначительная
1,01...6,00	Легкая
6,01...12,00	Умеренная
> 12,00	Сильная

В дальнейшем опыт эксплуатации системы показал, что в условиях полета, характеризующихся, согласно приведенной шкале, умеренной интенсивностью обледенения, довольно часто возникали серьезные проблемы с управляемостью. В результате было предложено изменить классификацию условий обледенения, добавив градацию степени *сильная* и *очень сильная* [7], хотя в дальнейшем это предложение не нашло широкого применения [1].

Кроме того, для метеорологических служб, при необходимости предоставления информации о существующих или прогнозируемых условиях обледенения по заданному маршруту полета, такая система оценки степени обледенения оказалась непригодной в силу невозможности заблаговременного проведения подобных измерений в атмосфере. В результате возникла необходимость использования альтернативного критерия. Вместо скорости нарастания льда была выбрана величина, которая может быть предварительно оценена для

различных типов облаков и погодных условий – содержание переохлажденной воды в облаках, обычно называемое *водностью* (*LWC*). Эта альтернативная шкала для оценки интенсивности обледенения приведена в таблице 3 [1; 7].

В дальнейшем, к 1956 году [8] на самолетах военной авиации цилиндрический датчик был заменен на меньший по размеру (*1,27 см*). В таблице 4 приведена взаимосвязь между водностью и скоростью нарастания льда на этом уменьшенном датчике [1; 8]. При этом в таблице 4 по сравнению с таблицей 3 изменены диапазоны значений в категории водности, причем вторая категория разбита на два меньших интервала. Определения интенсивности были изменены, добавлены *сильные* и *очень сильные* условия обледенения. Также в таблицу включены данные о степени влияния наледи на летательный аппарат.

К 1964 году система оценки опасности обледенения была пересмотрена и рекомендована Национальным координационным комитетом по авиационной метеорологии (NCCAM) к использованию как в гражданской, так и в военной авиации (табл. 5) [1; 9; 10].

Таблица 3

Альтернативная шкала интенсивности обледенения для метеослужб [7] / Alternate icing intensity scale for forecasters

Водность ($г/м^3$)	Шкала интенсивности обледенения
0,0–0,1	Незначительная
0,1–0,6	Легкая
0,6–1,2	Умеренная
> 1,2	Сильная

Таблица 4

Шкала оценки степени обледенения, используемая ВВС США в 1956 году [8] / Icing severity scales used by the U.S. air force in 1956 [8]

Степень обледенения	Влияние на летательный аппарат	Водность ($г/м^3$)	Интенсивность нарастания льда на цилиндрическом датчике диаметром <i>1,27 см</i>	
			<i>см на 20 км</i>	<i>км на 1,27 см</i>
Незначительная	Незначительные образования льда на необогреваемых участках поверхностей летательных аппаратов	от 0 до 0,125	от 0 до 0,25	100 и более
Легкая	Действий по изменению курса не требуется (нет существенного влияния на аэродинамические характеристики летательного аппарата)	от 0,125 до 0,25	от 0,25 до 0,50	от 50 до 100
Умеренная	Действия по изменению курса желательны (влияние обледенения на аэродинамические характеристики летательного аппарата существенно)	от 0,25 до 0,6	от 0,50 до 1,00	от 25 до 50
Сильная	Действия по изменению курса необходимы (длительное пребывание в условиях обледенения невозможно)	от 0,6 до 1,0	от 1,00 до 2,00	от 13 до 25
Очень сильная	Требуются немедленные действия по изменению курса (возможная длительность пребывания в условиях обледенения ограничена несколькими минутами)	1,0 и более	2,00 и более	от 0 до 13

Таблица 5

Шкала оценки степени обледенения, принятая NCCAM в 1964 году [9; 10] / Icing definitions adopted by the NCCAM in 1964 [9; 10]

Степень обледенения	Интенсивность нарастания льда на цилиндрическом датчике диаметром <i>1,27 см</i>	Влияние на летательный аппарат	Реакция пилота
Незначительная	<i>1,27 см на 74 км</i>	Присутствие льда на поверхностях летательного аппарата ощутимо, однако интенсивность обледенения практически сопоставима с интенсивностью сублимации. Такие условия не представляют опасности для летательного аппарата, если не встречаются в течение длительного периода времени	Использование системы защиты от обледенения не требуется
Легкая	<i>1,27 см на 55,5 км</i>	Обледенение может представлять опасность, если полет в таких условиях длится достаточно долго, при этом не требуются действия по изменению курса полета	Может потребоваться активация системы защиты от обледенения
Умеренная	<i>1,27 см на 37 км</i>	Обледенение представляет опасность даже при кратковременном попадании летательного аппарата в такие условия	Необходимо немедленное изменение курса полета или обязательная активация системы защиты от обледенения

Степень обледенения	Интенсивность нарастания льда на цилиндрическом датчике диаметром 1,27 см	Влияние на летательный аппарат	Реакция пилота
Сильная	1,27 см на 18,5 км	В таких условиях, система защиты от обледенения не может обеспечить безопасность полета	Немедленное изменение курса полета с целью выхода из условий обледенения

К 1968 году были внесены дальнейшие изменения и рекомендации (табл. 1). Уточнены формулировки в столбцах «Влияние на летательный аппарат» и «Реакция пилота», введен характерный временной интервал процесса обледенения – в качестве такого значения для условий незначительного и легкого обледенения был выбран интервал длительностью 1 час. [1; 10; 11]

Условия обледенения теперь оценивались через степень влияния такого обледенения на конкретный летательный аппарат, однако при этом оставалось неясным каким образом использовать эти оценки для разных типов летательных аппаратов. Также необходимо отметить, что в этой системе отсутствовали критерии оценки на основании каких-

либо количественных данных с датчиков обледенения или иных измерительных систем. Поэтому с точки зрения практического применения в инженерных расчетах или для составления прогнозов такой подход имел ограниченное применение.

В дальнейшем система оценки степени обледенения и ее влияния на летательный изменялась с учетом определений, требований и эксплуатационных правил, содержащихся в нормативной документации. Обобщенно, взаимосвязь между определениями степени опасности обледенения, введенными терминами и эксплуатационными правилами, может быть представлена в виде таблице 6 [1].

Таблица 6

Связь между интенсивностью обледенения и летными правилами Федерального управления гражданской авиации США [1] / Current relationship between icing intensity definitions and operational rules

Степень обледенения	Влияние на незащищенный летательный аппарат	Реакция пилота		
		Самолет имеет ограничение на полеты в условиях обледенения (незащищенный самолет)	Самолет имеет ограниченную защиту от обледенения (согласно 14 CFR 135.227 b2, но не сертифицирован по примечанию 4)	Самолет сертифицирован для полета в условиях обледенения (14 CFR 135)
Незначительная	Неопасно в течение до 1 часа полета	Не требуется (если условия не ухудшаются или длятся не более часа)	Не требуется (если условия не ухудшаются или длятся не более часа)	Не требуется (если условия не ухудшаются или длятся не более часа)
Легкая	Могут возникнуть проблемы в течение часа полета	Необходимо изменение курса с целью выхода из зоны обледенения	Необходима активация анти-/противообледенительной системы	Необходима активация анти-/противообледенительной системы
Умеренная	Потенциально опасно даже в случае возникновения кратковременных условий обледенения	Необходимо изменение курса с целью выхода из зоны обледенения	Необходима активация анти-/противообледенительной системы	Необходима активация анти-/противообледенительной системы
Сильная	Опасно	Немедленное изменение курса с целью выхода из зоны обледенения	Немедленное изменение курса с целью выхода из зоны обледенения	Необходима активация анти-/противообледенительной системы (возможно возникновение необходимости изменения курса с целью выхода из зоны обледенения)

Анализ возможных подходов к определению степени влияния обледенения на летательный аппарат

Водность. Как было сказано выше, создание системы оценки степени опасности условий обледенения только на основе количественных данных о жидком водном содержании облаков является затруднительным, поскольку интенсивность обледенения будет зависеть также и от температуры

и скорости полета, кроме того, обледенение при одной и той же водности будет оказывать существенно различную степень влияния на различные типы летательных аппаратов.

Скорость нарастания льда. Идея использования скорости нарастания льда на аэродинамических поверхностях летательного аппарата в качестве критерия при оценке степени опасности обледенения подразумевает определение толщины льда, нарастающего на критически важных участках

поверхностей, таких как передний край крыльев, элементов хвостового оперения, за единицу времени. При этом проблемой также является то, что степень влияния на летательный аппарат нароста льда одной и той же толщины будет существенно зависеть от размера и формы профиля обтекаемой поверхности. Кроме того, существенным фактором здесь также будет являться форма нарастающего льда – «рогообразные» наросты стекловидного льда будут оказывать гораздо большее негативное влияние чем «гладкие» хорошо обтекаемые наросты рыхлого льда.

Влияние на аэродинамические и эксплуатационные характеристики летательного аппарата. В работе [12] при разработке определений

и рекомендаций, относящихся к правилам полетов в условиях обледенения, было предложено использовать четырехуровневую шкалу оценки степени влияния обледенения на летательный аппарат по составляющим (по наихудшему из перечисленных факторов): потеря скорости, увеличение необходимой мощности, уменьшение подъемной силы, потеря контроля, возникновение вибраций (табл. 7). При этом такая шкала должна быть составлена для каждого заданного типа летательного аппарата и, при установлении соответствующей корреляции, может быть использована совместно с системой оценки интенсивности обледенения.

Таблица 7

**Шкала оценки степени влияния обледенения на летательный аппарат по составляющим [12] /
The scale of assessment of the degree of influence of icing on the aircraft by components [12]**

Степень влияния	Потеря скорости	Необходимое увеличение мощности для поддержания заданной скорости	Уменьшение подъемной силы	Контроль	Вибрации
Уровень 1	менее, чем на 5 м/с	менее, чем на 10 %	нет влияния или менее 10 %	нет влияния	нет влияния
Уровень 2	на 5...10 м/с	на 10...19 %	на 10...19 %	нет влияния	нет влияния
Уровень 3	на 10...20 м/с	на 20...39 %	на 20 % и более	замедление реакции или ухудшение чувствительности к управляющим командам	органы управления могут иметь небольшую вибрацию
Уровень 4	более, чем на 20 м/с	невозможно поддержание заданной скорости	невозможно обеспечить заданную подъемную силу	недостаточная или отсутствие реакции на управляющие команды	возможно возникновение интенсивного бафтинга, и / или вибрацию

Комплексный подход. Для заданной водности, протяженности облачных масс, размеров переохлажденных капель, высоты полета и, соответственно, температуры окружающей среды, на различных участках поверхностей летательного аппарата в зависимости от их индивидуальной геометрии, скорости полета и угла атаки наледь будет нарастать с различной интенсивностью и наросты будут иметь различную форму. При этом механизм и степень влияния наледь на аэродинамические и эксплуатационные характеристики летательного аппарата будет зависеть от местоположения, размеров и формы наростов.

В основу комплексного подхода, который позволял бы учесть все эти факторы и произвести точную качественную и количественную оценку степени влияния обледенения для заданных летных и метеорологических условий на летательный аппарат заданной формы и размеров, может быть положена методика и программное обеспечение, позволяющие численно моделировать форму наростов льда и их влияние на аэродинамические характеристики летательного аппарата.

Численное моделирование процессов обледенения летательных аппаратов

Для численного моделирования процессов образования льда на аэродинамических поверхностях разработано программно-методическое обеспечение [4–6]. Где для описания набегающего двухфазного потока применена модель взаимопроникающих сред. При описании движения несущей среды использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье–Стокса. Уравнения, описывающие несущую и дисперсную фазы, связаны через источниковые члены, учитывающие межфазный обмен импульсом и энергией. Для определения слагаемых, описывающих межфазное взаимодействие, использованы результаты исследования процессов, происходящих при обтекании частицы потоком газа.

При моделировании турбулентности применена однопараметрическая дифференциальная модель Spalart–Allmaras [13] с коррекцией для шероховатой стеньки [14].

Для описания процесса нарастания льда использовался метод поверхностных контрольных объемов, разработанный с учетом проведенных экспериментальных исследований [15; 16].

Уравнения баланса массы и энергии для контрольного объема получены на основе законов сохранения массы, энергии и количества движения для контрольного объема, расположенного на поверхности тела.

Дискретизация осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса выполнена с помощью неявного конечно-объемного метода. Для вычисления конвективных слагаемых использована схема Roe [17]. Вязкие слагаемые аппроксимируются по трехточечному шаблону со вторым порядком точности. Блочная-матричная система алгебраических уравнений решается итерационным алгоритмом Гаусса–Зейделя.

Применение результатов расчетов к определению степени влияния обледенения на летательный аппарат

С целью демонстрации возможного применения разработанной методики, на примере профиля *NACA 0012*, имеющего длину хорды $L = 0,53$ м и обтекаемым двухфазным воздушно-капельным потоком, характеризующимся средним диаметром переохлажденных капель $d_k = 20$ мкм под углом атаки $3,5^\circ$, проведены исследования в широком диапазоне параметров: скорости, температуры, влажности набегающего потока в условиях, соответствующих высотам полета $H = 0 \dots 8\,000$ м.

На рис. 1 представлены формы наростов льда, образующиеся на поверхности профиля. При этом

скорость набегающего потока V_∞ изменялась в диапазоне от 20 до 200 м/с, температура T_∞ – в диапазоне от 0 до -40°C , давление принималось равным $p_\infty = 10^5$ Па, влажность $LWC = 0,5$ г/м³, время обледенения $t = 265$ сек.

Анализируя диапазон параметров, в котором возникают наиболее крупные ледяные образования с учетом степени влияния на аэродинамику (которая может быть охарактеризована, например, величиной «рога» и углом наклона к вектору набегающего потока) а также вероятности обледенения в рассматриваемом диапазоне параметров, могут быть определены наиболее опасные условия обледенения.

В работе для упрощения, но, тем не менее, на наш взгляд, в качестве достаточно репрезентативного параметра, который может быть использован для оценки степени опасности полета в заданных летных и метеорологических условиях, была выбрана масса льда, накапливаемого на единице длины обтекаемого крыла, в течение временного интервала, равного 120 сек.

Результаты расчетов представлены в виде четырехпараметрических номограмм (рис. 2, 3). Необходимо отметить, что граничные значения параметров в номограммах определялись с учетом максимальных значений влажности, определяемых для протяженностей полета 32,2 км в условиях слоистых облаков и 4,8 км – в условиях кучевых облаков. Для других продолжительностей полета в заданных условиях обледенения необходимо применять уточняющий коэффициент [18].

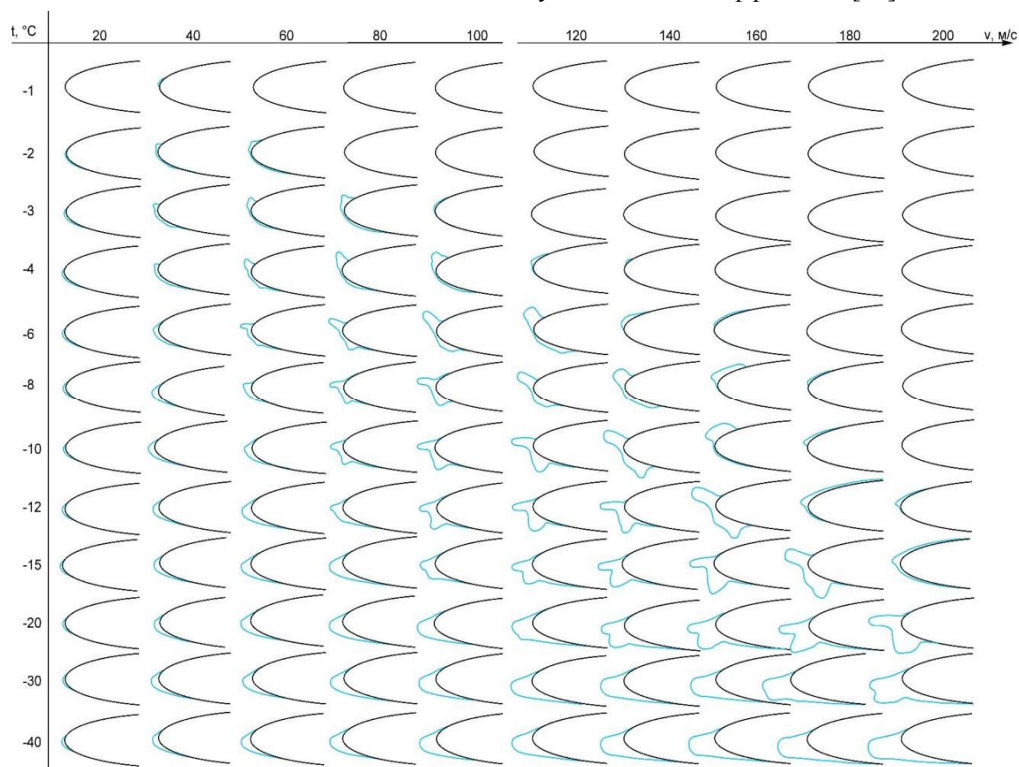


Рис. 1 Формы наростов льда на профиле *NACA 0012* в зависимости от температуры и скорости набегающего потока / Fig. 1 Forms of ice buildup on the *NACA 0012* profile, depending on the temperature and flow velocity

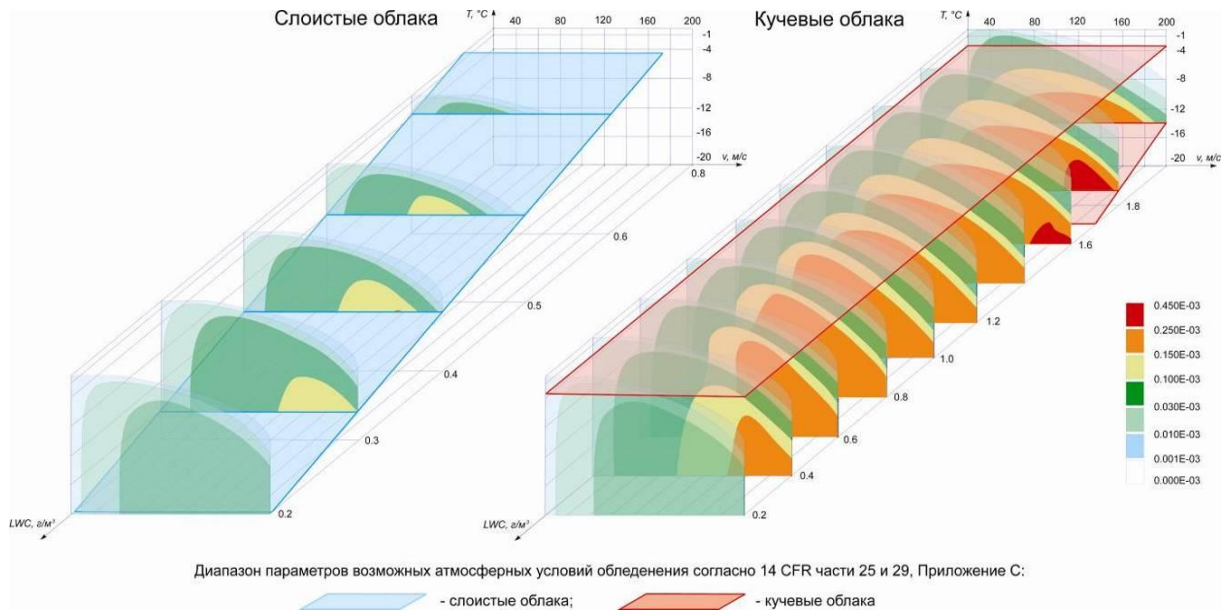


Рис. 2 Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем NACA 0012 для различной водности, температуры и скорости набегающего потока при $L = 0,53$ м, $d_k = 20$ мкм, $H = 3000$ м / Fig. 2 Specific ice mass accumulated for 120 seconds on the wing surface with the NACA 0012 profile for different water content, temperature and free-stream velocity at $L = 0.53$ m, $d_k = 20$ μ m, $H = 3000$ m

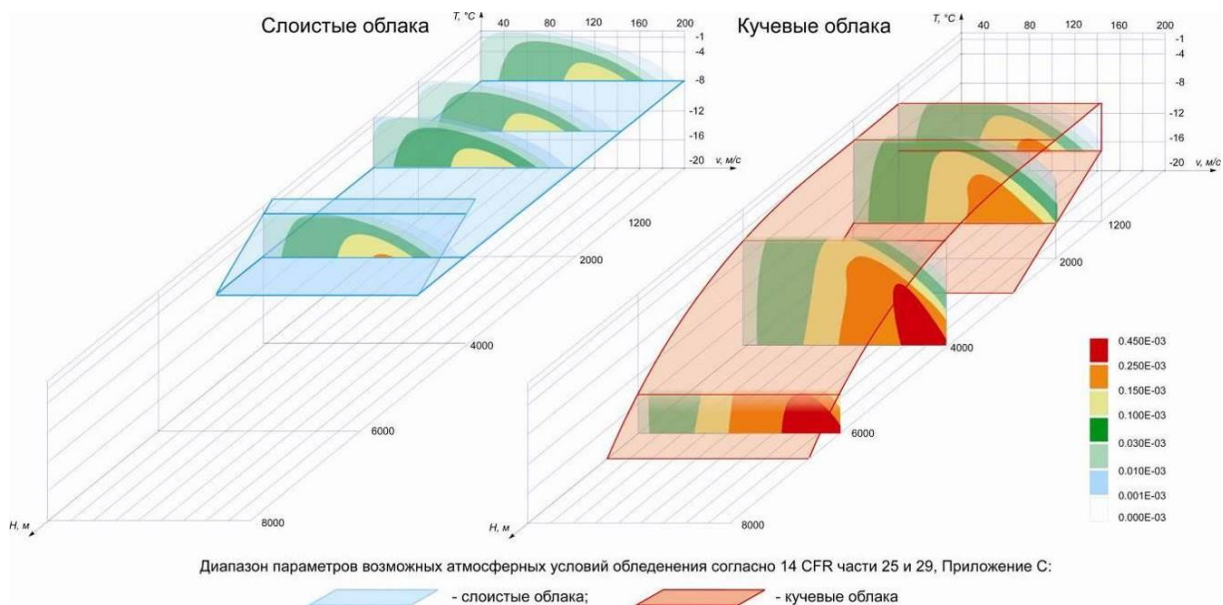


Рис. 3 Удельная масса льда, накапливаемая в течение 120 сек на поверхности крыла с профилем NACA 0012 для различных высот полета, температуры и скорости набегающего потока при $L = 0,53$ м, $LWC = 0,5$ г/м³, $d_k = 20$ мкм / Fig. 3 Specific ice mass accumulated for 120 sec on the wing surface with the NACA 0012 profile for various flight altitudes, temperature and free-stream velocity at $L = 0.53$ m, $LWC = 0.5$ g/m³, $d_k = 20$ μ m

Используя предложенную методику, выполнив аналогичные многопараметрические расчеты для летательного аппарата заданных размеров и конфигурации, оценка степени опасности и необходимая реакция экипажа может быть определена с помощью, например, таблица 7 [1], в зависимости от интенсивности обледенения (определяемой по полученным номограммам, также с возможностью учета влияния наростов льда на аэродинамические характеристики на разных этапах

полета), наличия системы защиты от обледенения на самолете и ее типа.

Выводы

Предложенная методика и разработанное программно-методическое обеспечение могут быть использованы наряду с натурными и наземными экспериментами для моделирования процесса образования ледяных наростов.

На примере обледенения профиля NASA 0012 проведены систематические исследования в широком диапазоне летных и метеорологических параметров, результаты расчетов представлены в виде четырехпараметрических номограмм.

Подобная систематизация результатов для заданного летательного аппарата, в том числе оборудованного системой защиты от обледенения, позволит быстро анализировать опасность

обледенения по запланированному маршруту полета в известных метеорологических условиях, а также во время полета с использованием текущих данных состояния атмосферы, вырабатывать рекомендации по изменению плана полета.

Полученные результаты могут найти применение при обеспечении безопасности полетов, проектировании противообледенительных систем, расследовании авиационных происшествий.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Jeck R. K. A History and Interpretation of Aircraft Icing Intensity Definitions and FAA Rules for Operating in Icing Conditions / R. K. Jeck // Technical report, DOT/FAA/AR-01/91. – November, 2001. – 43 p.
2. Aeronautical Information Manual (AIM), updated annually; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.
3. Federal Aviation Regulations, in “Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space” updated periodically; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.
4. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface : monograph / [S. V. Alekseyenko, A. A. Prikhod'ko]. // Fluid Dynamics, 2014. – Vol. 49. – № 6. – P. 715–732.
5. Prikhod'ko A. A. Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice / A. A. Prikhod'ko, S. V. Alekseyenko // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – Vol. 87, iss. 3. – 2014 – Pp. 598–607. DOI:10.1007/s10891-014-1050-0.
6. Alekseyenko S. V. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results / S. V. Alekseyenko, O. A. Prykhod'ko // TsAGI Science Journal. – Vol. 44, iss. 6. – 2013. – Pp. 761–805.
7. Lewis W. Meteorological Aspects of Aircraft Icing / W. Lewis // Compendium of Meteorology. American Meteorological Society, Boston, Massachusetts. – 1951. – Pp. 1197–1203.
8. Thompson J. K. All-Weather Flight Concern of the Pilot and Weather Forecaster : monograph / J. K. Thompson // Aeronautical Engineering Review. – July, 1956. – 66 p.
9. Mitchell L. V. Aircraft Icing-A New Look / L. V. Mitchell // Aerospace Safety. Published by the U. S. Air Force. – Dec., 1964. – Pp. 9–11.
10. Werner J. B. Ice Protection Investigation for Advanced Rotary-Wing Aircraft / J. B. Werner // USAAMRDL Technical Report 73–38. Published by U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Virginia. – August, 1973. – Pp. 113–124.
11. Rosemount Model 871FN/512AG Icing Rate System, Product Data Sheet 2517 (Rev. June 1998), B. F. Goodrich Aircraft Sensors Division, 14300 Judicial Road, Burnsville, MN 55306.
12. FAA Inflight Aircraft Icing Plan. – April, 1997. – Federal Aviation Administration, 800 Independence Ave., S. W., Washington, DC 20590.
13. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow : monograph / [P. R. Spalart, S. R. Allmaras] // AIAA Paper. – № 92. – 0439. – 1992. – 22 p.
14. Aupoix B. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness / B. Aupoix, P. R. Spalart // International Journal of Heat and Fluid Flow. – Vol. 24. – 2003. – Pp. 454–462.
15. Alekseyenko S. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile / S. Alekseyenko, M. Sinapius, M. Schulz, O. Prykhodko // SAE Technical Paper 2015–01–2118, 2015. – 12 p.
16. Alekseyenko S. V. An Experimental Study of Freezing of a Supercooled Water Droplet on a Solid Surface / S. V. Alekseyenko, C. Mendig, M. Schulz, M. Sinapius, A.A. Prikhod'ko // Technical Physics Letters. – 2016. – Vol. 42. – № 5. – Pp. 524–527. DOI:10.1134/S1063785016050187.
17. Roe P. L. Annual review of fluid mechanics / P. L. Roe. – 1986. – Vol. 18. – Pp. 337–365.
18. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 20-73A. Aircraft ice protection. – August 16, 2006. – 233 p.

REFERENCES

1. Jeck R.K. A History and Interpretation of Aircraft Icing Intensity Definitions and FAA Rules for Operating in Icing Conditions. Technical report, DOT/FAA/AR-01/91, November, 2001, 43 p.
2. Aeronautical Information Manual (AIM), updated annually; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.
3. Federal Aviation Regulations, in “Code of Federal Regulations, Title 14, Aeronautics and Space” updated periodically; Federal Aviation Administration, Washington, DC 20590.
4. Alekseyenko S.V. and Prikhod'ko A.A. Mathematical Modeling of Ice Body Formation on the Wing Airfoil Surface : monograph. Fluid Dynamics, 2014, vol. 49, no. 6, pp. 715–732.
5. Prikhod'ko A.A. and Alekseyenko S.V. Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a “Barrier” Ice. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, vol. 87, iss. 3, 2014, pp. 598–607. DOI:10.1007/s10891-014-1050-0.
6. Alekseyenko S.V. and Prykhod'ko O.A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results. TsAGI Science Journal, vol. 44, iss. 6, 2013, pp. 761–805.

7. Lewis W. Meteorological Aspects of Aircraft Icing. Compendium of Meteorology. American Meteorological Society, Boston, Massachusetts, 1951, pp. 1197–1203.
8. Thompson J.K. All-Weather Flight Concern of the Pilot and Weather Forecaster : monograph. Aeronautical Engineering Review, July, 1956, 66 p.
9. Mitchell L.V. Aircraft Icing-A New Look. Aerospace Safety. Published by the U. S. Air Force, Dec., 1964, pp. 9–11.
10. Werner J.B. Ice Protection Investigation for Advanced Rotary-Wing Aircraft. USAAMRDL Technical Report 73–38, published by U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Virginia, August, 1973, pp. 113–124.
11. Rosemount Model 871FN/512AG Icing Rate System, Product Data Sheet 2517 (Rev. June 1998), B.F. Goodrich Aircraft Sensors Division, 14300 Judicial Road, Burnsville, MN 55306.
12. FAA Inflight Aircraft Icing Plan, April, 1997, Federal Aviation Administration, 800 Independence Ave., S.W., Washington, DC 20590.
13. Spalart P.R. and Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow : monograph. AIAA Paper, no. 92, 0439, 1992, 22 p.
14. Aupoix B. and Spalart P.R. Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness. International Journal of Heat and Fluid Flow, vol. 24, 2003, pp. 454–462.
15. Alekseyenko S., Sinapius M., Schulz M. and Prykhodko O. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile. SAE Technical Paper, 2015–01–2118, 2015, 12 p.
16. Alekseyenko S.V., Mendig C., Schulz M., Sinapius M. and Prikhod'ko A.A. An Experimental Study of Freezing of a Supercooled Water Droplet on a Solid Surface. Technical Physics Letters, 2016, vol. 42, no. 5, pp. 524–527. DOI:10.1134/S1063785016050187.
17. Roe P.L. Annual review of fluid mechanics, 1986, vol. 18, pp. 337–365.
18. Advisory Circular of Federal Aviation Administration 20-73A. Aircraft ice protection, August 16, 2006, 233 p.

Статья рекомендована к публикации д-ром техн. наук, проф. Большаковым В. И. (Украина) и д-ром техн. наук, проф. Вахрушевой В. С. (Украина).

Поступила в редакцию 20.08.2018

Принята к печати 03.09.2018