

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-45-56

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ТРАНСПОРТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С УЧЕТОМ НОВЫХ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ К УСЛОВИЯМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

В.Г. ЦИПЕНКО¹, В.И. ШЕВЯКОВ²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

²АО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия

В связи с введением новых сертификационных требований к условиям обледенения, изложенных в Приложении «О» к CS-25, возникает необходимость исследования влияния этих требований на возможность сертификации самолетов транспортной категории для полетов в таких условиях. Рассмотрены особенности этих сертификационных требований и их влияние на три основных направления сертификации воздушных судов (ВС) для условий обледенения: в части системы сигнализации обледенения, системы воздушных сигналов, а также противообледенительной системы. Показано, что влияние новых требований не сказывается на сертификации датчиков системы воздушных сигналов, однако оказывается существенным для двух других направлений. Для безопасной эксплуатации ВС важно своевременное срабатывание системы сигнализации обледенения. Ранее была разработана методика, обеспечивающая это в условиях Приложения С к АП/CS/FAR-25. Отмечено, что методика работоспособна и для новых условий обледенения, но с учетом соответствующих изменений в расчетах нарастания ледяных отложений на сигнализаторе обледенения, воздухозаборнике двигателя и несущих поверхностях. Одной из проблем является обнаружение момента попадания в условия обледенения, определенные новыми требованиями, что в значительной степени определяет возможность немедленного покидания зоны обледенения в том случае, если самолет не удовлетворяет требованиям безопасной эксплуатации в таких условиях. Описаны способы удаления ледяных отложений с несущих поверхностей. Рассмотрен случай обледенения поверхности крыла за предкрылком, в том числе с образованием барьерного льда. Оценена возможность эксплуатации ВС без ограничений в условиях обледенения, определенных новыми сертификационными требованиями.

Ключевые слова: воздушное судно, безопасность полета, сертификационные требования, условия обледенения, аэродинамические характеристики, датчики системы воздушных сигналов, ледяные наросты.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение безопасности полета – необходимое условие возможности эксплуатации воздушного судна (ВС). Условия обледенения являются одной из важнейших причин значительного числа летных происшествий, поэтому обеспечение безопасной эксплуатации в условиях обледенения существенно повышает конкурентоспособность ВС.

При сертификации современных ВС для полетов в условиях обледенения с привлечением аэродинамических исследований обычно рассматривают три основных направления работ: своевременное обнаружение условий обледенения, обеспечение работоспособности датчиков системы воздушных сигналов (СВС) и анализ изменения аэродинамических характеристик (АДХ) в условиях обледенения.

По каждому из направлений существуют свои требования, которые постоянно ужесточаются, что обусловлено не только заботой о повышении безопасности эксплуатации, но и конкурентной борьбой – выполнение некоторых новых сертификационных требований невозможно без проведения глубоких аэродинамических исследований. Такие исследования могут провести только производители, обеспеченные современной вычислительной техникой, современными методиками расчетов, имеющие солидную научную поддержку.

Для успешного выполнения все более жестких сертификационных требований к безопасности полетов непрерывно совершенствоваться должны как конструкция планера ВС, так и

его системы. Под совершенствованием систем ВС в данном случае понимается доведение их работоспособности до уровня, предписанного новыми сертификационными требованиями.

Сравнительно недавно были изменены сертификационные требования к условиям облечения: в дополнение к ранее существующим, описанным в Приложении С к АП¹/CS²/FAR³-25, появились дополнительные, описанные в Приложениях О и Р к CS/FAR-25, а также в Приложении D к CS-E⁴/FAR-33⁵. Эти изменения необходимо проанализировать с точки зрения их влияния на процесс сертификации транспортных ВС. Ниже рассмотрены особенности новых требований, а также проведен анализ их влияния по каждому из трех основных направлений сертификации.

ОСОБЕННОСТИ НОВЫХ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ К УСЛОВИЯМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Основное отличие новых требований к условиям облечения от ранее действовавших – введение в рассмотрение больших переохлажденных капель (SLD – Supercooled Large Droplet), а также ледяных кристаллов.

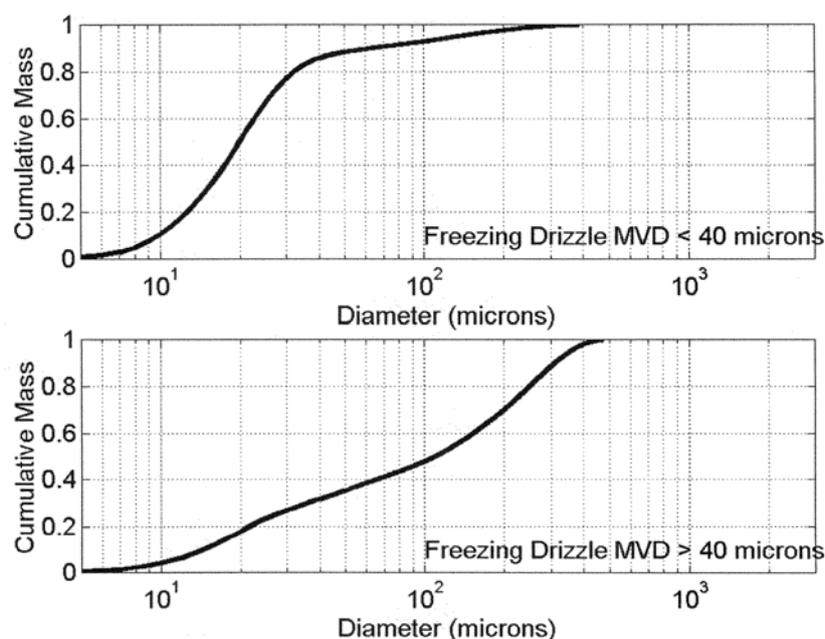


Рис. 1. Спектры для переохлажденной мороси
Fig. 1. Freezing Drizzle, Drop Diameter Distribution

Если ранее при сертификации самолетов транспортной категории достаточно было рассмотреть обтекание самолета с каплями одного размера 20 мкм (среднемедианного MVD – для норм CS-25 и FAR-25, среднеарифметического MAD – для отечественных норм АП-25), то по новым требованиям CS-25 и FAR-25 необходимо исследовать обтекание потоком с каплями

¹ Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории: утв. Постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 23 октября 2015 года. 5-е изд. М.: Авиаиздат, 2015. 288 с.

² Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes CS-25 / AMD20, EASA. 2017. 1094 p.

³ Federal aviation regulations. Part 25. Airworthiness standards: transport category airplanes. FAR-25 / FAA. 2017. 240 p.

⁴ Certification specifications for engines (CS-E) / AMD20, EASA. 2007. 193 p.

⁵ Federal airworthiness regulations. FAR-33 / FAA. 2017.

разных размеров, количественное описание которых определяется заданными законами распределения (требования FAR-25 распространяются на ВС со взлетным весом менее 60000 фунтов). Отечественные нормы в настоящее время находятся на этапе утверждения.

В Приложении О к CS-25 вводятся в рассмотрение два вида переохлажденных капель, различающихся размером: более мелкие – «морось» (Drizzle) и более крупные – «дождь» (Rain). Для каждого вида заданы законы массового распределения водности в зависимости от диаметра капель (спектры), которые приведены на рис. 1 и 2.

В Приложении Д к CS-E вводятся в рассмотрение ледяные кристаллы, для которых задан свой закон распределения. Влияние внешних условий с ледяными кристаллами в большей степени сказывается на работоспособности двигательных установок, в меньшей степени – на характеристиках обтекания планера. Поэтому в настоящей статье проблема внешних условий с ледяными кристаллами рассматривается лишь применительно к датчикам системы воздушных сигналов.

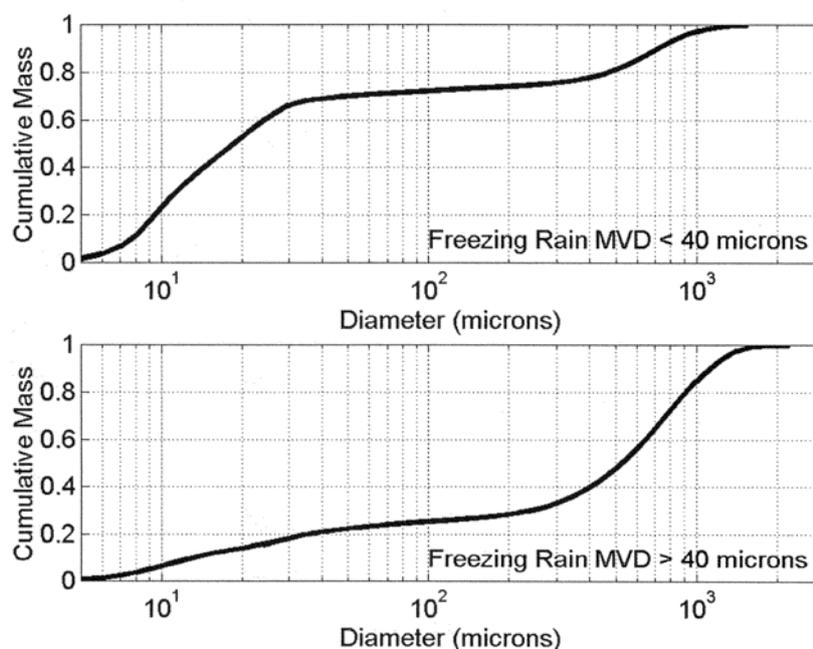


Рис. 2. Спектры для переохлажденного дождя
Fig. 2. Freezing Rain, Drop Diameter Distribution

Рассмотрим влияние особенностей новых требований на три основных направления сертификации для условий обледенения.

ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Первое направление – своевременное обнаружение условий обледенения.

Влияние обледенения внешней поверхности ВС на его характеристики может быть очень существенным. Для уменьшения этого влияния применяют противообледенительные системы (ПОС) различного типа. В большинстве случаев ПОС крыла и мотогондолы двигателя – воздушно-тепловые. Обогрев производится горячим воздухом, отбираемым от маршевого двигателя. На новейших ВС, например А350 и В787, используется электрообогрев передних кромок крыла. Известны случаи использования электроимпульсной системы сброса ледяных отложений с несущих поверхностей (Ил-96).

На большинстве современных ВС включение ПОС происходит по сигналу системы сигнализации обледенения, одним из элементов которой является сигнализатор обледенения (СО), находящийся на внешней поверхности ВС. Это предъявляет к его работе определенные требования. Одно из главных – СО должен сигнализировать о начале образования льда на внешней поверхности самолета как можно раньше.

При сертификации самолета транспортной категории необходимо продемонстрировать, что:

– до включения ПОС льдообразование на СО начинается раньше, чем на любом участке внешней поверхности самолета, защищенном ПОС;

– включение ПОС происходит раньше, чем толщина льда на входе в воздухозаборник двигателя превысит критические для нормальной работы двигателя величины или лед на участках внешней поверхности самолета, защищенных ПОС, недопустимо ухудшит аэродинамические характеристики ВС.

При сертификации регионального самолета был разработан метод обеспечения выполнения этих требований за счет выбора места размещения СО [1].

Доказательство первого пункта использует понятие «критической температуры»: под критической температурой в точке поверхности понимается максимальная температура набегающего потока, при которой в этой точке температура равна 0°C , т. е. может начаться обледенение. Критическая температура на цилиндре СО должна быть выше, чем в любой точке внешней поверхности самолета, защищенной ПОС. Этого, однако, недостаточно.

Необходимо сравнить скорость нарастания льда на СО и на участках внешней поверхности самолета, защищенных ПОС. Зная скорость нарастания льда на СО, возможно определить время включения ПОС с момента попадания в условия обледенения. Ледяные отложения, образовавшиеся за это время на внешней поверхности самолета, не должны быть критическими: масса льда, образовавшаяся на входе в маршевый двигатель, в случае попадания в двигатель не должна нарушить его работу, а ледяные наросты на несущих поверхностях не должны недопустимо испортить аэродинамику самолета. Первое является индивидуальным свойством типа двигателя, второе – свойством геометрии самолета.

На большинстве ВС используются два СО, устанавливаемые симметрично по бокам носовой части фюзеляжа. При выборе мест расположения СО на ВС исходят из предположений, что обеспечено попадание на цилиндр СО достаточного количества воды из набегающего потока, статическая температура в месте размещения СО приблизительно равна температуре окружающей среды, а также отсутствует вредная интерференция между СО и другими датчиками, размещенными на поверхности фюзеляжа. Выбор места установки СО должен производиться с учетом изменения параметров для всей области ожидаемых условий эксплуатации в условиях обледенения. То есть должны быть определены минимальные и максимальные значения таких параметров, как число Маха, высота и скорость полета, угол атаки для различных фаз полета.

В расчетах [1] условия окружающей среды соответствовали условиям Международной стандартной атмосферы (МСА, ISA). Рассматривались водные капли диаметром от 10 до 50 мкм, а также переохлажденные крупные капли (SLD) диаметром 100 мкм и более.

Для определения количества воды, попадающего на цилиндр СО, могут использоваться различные теоретические численные методы обтекания (CFD-методы) с моделированием находящихся в потоке водных капель. Современное программное обеспечение позволяет использовать для этих целей решение уравнений Навье – Стокса (например, расчетный комплекс FLUENT или программный комплекс «EWT-ЦАГИ» [2]), в результате получая поле течения вокруг ВС. Вычисление траекторий капель (метод Лагранжа) производится «вбросом» в поток капель из равноудаленных друг от друга точек выброса, располагаемых на удаленной вверх по потоку плоскости перед ВС. Для капель задаются начальные условия, совместимые с условиями свободного потока, и рассчитываются траектории в поле потока. Отслеживание частиц производится вне рамок первоначального расчета потока. Капли различных размеров двигаются по

различным траекториям из-за разницы в их инерции и сопротивлении. Каждая капля отслеживается через пересечение с плоскостью, размещенной в той же позиции по оси X, что и СО. Вблизи фюзеляжа могут образовываться зоны, куда капли не попадают, – «затенение». На рис. 3 показан пример расчетного распределения высоты затенения для капель различного диаметра в зависимости от угловой координаты сечения – от верхнего до нижнего батекса фюзеляжа. Для заданных условий полета обычно существует критический диаметр каплей, при котором высота затенения в рассматриваемой плоскости максимальна. На этом же рисунке представлена предельная величина затенения, а также положение и размер СО. При определении допустимой величины затенения должно учитываться, что СО срабатывает при обледенении не менее 3÷4 мм высоты цилиндра СО.

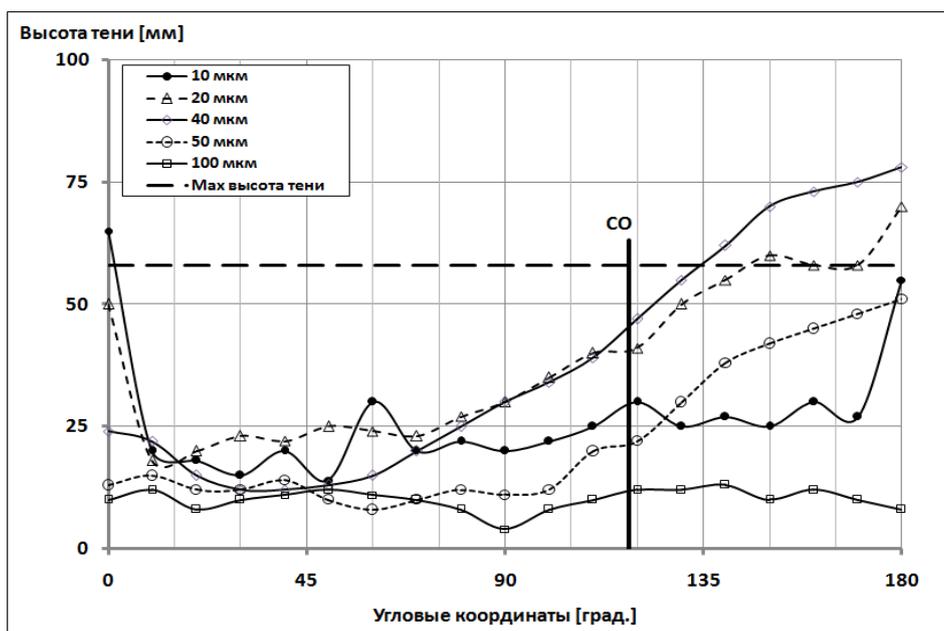


Рис. 3. Расчетное распределение капель вокруг фюзеляжа в сечении X = const
Fig. 3. Computed distribution of drops around fuselage in section X = const

Метод [1] разработан в предположении о нахождении в условиях обледенения, определенных Приложением С к АП/CS/FAR-25, однако подходы, используемые в нем, справедливы и для новых условий, изложенных в Приложениях О и Р к CS/FAR-25, а также в Приложении D к CS-E/FAR-33. Следует, однако, учесть два вопроса.

Первый вопрос – определение момента вхождения в условия, описанные в указанных документах, остается открытым. Его важность определяется необходимостью покидания зоны обледенения в случае недостаточной эффективности ПОС самолета для названных условий. В настоящее время не существует серийного мобильного оборудования, позволяющего гарантированно обеспечить распознавание попадания в такие условия обледенения. Хотя имеются стационарные установки, позволяющие на определенном расстоянии от облака определить размеры капель в нем. Принцип их действия основан, чаще всего, на использовании лазерного сканирования. Практически возможен подход к определению момента попадания в такие условия обледенения, основанный на отслеживании интенсивности льдообразования на сигнализаторе обледенения. Для реализации такого подхода необходимо проведение исследовательских работ.

Второй вопрос – определение скорости нарастания и форм ледяных отложений на внешней поверхности самолета в этих условиях. Подробнее возникающие в этом случае проблемы рассмотрим чуть далее.

ТРЕБОВАНИЯ К РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

До настоящего времени по причине недостоверных показаний датчиков СВС происходит немало катастроф ВС. В числе недавних – катастрофы Ан-148 и Боинг 737МАХ.

Такое важное влияние показаний датчиков СВС на безопасность полета привело к выпуску новых сертификационных документов FAA и EASA, ужесточающих требования к их работоспособности. Особое внимание к работе датчиков СВС стало уделяться после катастрофы самолета А330, АF447 в 2009 году. Анализ показал, что ее первопричиной явилось обледенение всех датчиков полного давления. Это привело к активизации действий европейских сертификационных властей (EASA) по внедрению более жестких требований к условиям обледенения, при которых должна обеспечиваться устойчивая работа датчиков СВС для вновь сертифицируемых самолетов, определенных CRI F-05⁶.

Вводимая CRI F-05 «матрица облачности» (табл. 1) устанавливает нижние границы десяти состояний, описывающих встречающиеся типичные облака, полет в которых может привести к образованию льда на датчиках СВС.

Таблица 1
Table 1

Test #	Cloud Type	SAT (°C)	Droplet LWC (g/m ³)	Crystal LWC (g/m ³)	Droplet MVD (µm)	Crystal MVD (µm)	Time duration (min)
L1	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-30	0.2	0	20	0	15
L2	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-30	1.1	0	20	0	5
L3	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-20	1.85	0	20	0	5
L4	Liquid Phase Icing (supercooled droplets)	-10	2.5	0	20	0	5
M1	Mixed Phase Icing (crystals/ supercooled droplets)	-10	1	4	20	1000	5
S1	Solid Phase Icing (crystals)	-35	0	2	0	1000	15
S2	Solid Phase Icing (crystals)	-35	0	5	0	1000	5
R1	Rain (droplets)	-2 to 0	2	0	1000	0	15
R2	Rain (droplets)	-2 to 0	6	0	2000	0	1.5
R3	Rain (droplets)	-2 to 0	15	0	2000	0	0.33

Здесь SAT – температура наружного воздуха;

LWC – водность – масса воды или кристаллического льда в единице объема;

MVD – среднемедианный диаметр капель или кристаллов льда.

Для удовлетворения сертификационным требованиям эффективность обогрева датчиков и их работоспособность должны быть продемонстрированы в стендовых испытаниях при условиях обледенения на числах Маха и углах атаки, величина которых закрывает всю область полетов ВС в эксплуатации. Причем каждый датчик должен быть испытан в условиях, соответствующих локальным параметрам набегающего потока в месте его установки на самолете. Это главное отличие подхода EASA от ранее применявшегося у нас в стране, когда все датчики

⁶ Certification review item (CRI) F-05. Flight Instrument External Probes – Qualification in Icing Conditions / EASA. 2007.

проходили стендовые испытания при значениях водности для потока «на бесконечности», что могло как завышать, так и занижать водность по сравнению с реальной для условий полета. Эта неопределенность отчасти компенсировалась несколько большим размером капель, принятым в отечественных сертификационных требованиях, однако EASA такой подход принят не был.

Следует отметить, что режимы стендовых испытаний датчиков СВС чаще всего не полностью охватывают эксплуатационную область ВС. Это объясняется ограниченными возможностями имеющихся АДТ с реализацией условий обледенения. Например, максимальное значение числа M при испытаниях в существующих в настоящий момент в мире АДТ с имитацией условий обледенения равно 0,65. Доказательство работоспособности датчиков при более высоких числах M необходимо подтверждать инженерным анализом.

При сертификации регионального самолета все необходимые методики, включая определение локальных параметров потока для каждого датчика, были разработаны. Все задачи для успешной сертификации самолета были решены [3].

Таким образом, учитывая важность устойчивого функционирования датчиков СВС, более жесткие требования к условиям обледенения для них были введены раньше, чем для обтекания всего самолета. И эти требования могут быть выполнены, если уже на ранних стадиях проектирования будет предусмотрен выбор оптимальных мест расположения датчиков.

ИЗМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВС В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Наиболее сложные проблемы, в связи с выходом новых требований к условиям обледенения, возникают при оценке изменения аэродинамических характеристик самолета при появлении ледяных наростов на несущих поверхностях. Это связано в первую очередь с определением формы и размеров ледяных наростов. Когда данная информация известна, получение этого влияния на АДХ самолета возможно как из эксперимента в АДТ с моделями самолета, так и из летных испытаний самолета с имитаторами ледяных наростов.

Принятый процесс сертификации самолета для полетов в условиях обледенения включает летные испытания в естественных условиях обледенения (ЕУО) и летные испытания самолета с имитаторами льда. При испытаниях в ЕУО определяются размеры и формы ледяных отложений, а также фиксируются внешние условия среды, при которых эти ледяные отложения образовались: температура, водность, размеры водных капель, а также время полета в условиях обледенения. На основании этих данных при тех же условиях полета (высоте полета, скорости, весе) проводится расчетное определение форм льда на крыле и оперении самолета. Сравнение полученных расчетных данных с полетными данными позволяет сделать вывод о возможности использования расчетного метода для определения форм льда на других режимах полета и при других условиях обледенения. Это необходимо делать ввиду того, что определенные сертификационными требованиями условия обледенения практически невозможно «обеспечить» за короткое время проведения летных испытаний. При получении расчетных данных, подтверждающих формы льда, полученные в ЕУО, этим же расчетным методом определяются формы льда для условий обледенения, определенных сертификационными требованиями, на режимах полета, характерных данному типу ВС. По полученным данным изготавливаются имитаторы льда для проведения летных испытаний, а также имитаторы льда для аэродинамических моделей, испытываемых в АДТ.

В целях экономии времени иногда идут на риск и формы ледяных отложений расчетными методами определяют до проведения летных испытаний в ЕУО, лишь затем подтверждая их данными достоверность расчетных результатов. Такой подход чреват проведением повторных испытаний моделей в АДТ и повторных летных испытаний самолета с новыми имитаторами льда. Это показывает важность использования достоверных методов расчета форм и размеров ледяных отложений на несущих поверхностях самолета.

Создание программных комплексов для расчетов форм ледяных отложений начиналось с двумерных моделей, например LEWICE 2D (США) [4], ONERA (Франция) [5], CANICE (Канада) [6], CIRA (Италия) [7]. Большинство этих комплексов затем доработаны для трехмерного случая. Следует отметить, что для того, чтобы расчетные данные по определению форм льда были приняты сертификационными властями, необходимо, чтобы примененный расчетный метод был хорошо известен и положительно зарекомендовал себя на международном уровне. В настоящее время таким является пакет прикладных программ FENSAP ICE фирмы ANSYS, разработка которого и доведение до рабочего состояния продолжают много лет [8]. В разных странах, в том числе в России и Китае, ведутся разработки собственных расчетных методик, но пока они находятся на стадии отработки [9–12].

Расчетные исследования показывают, что при моделировании условий обледенения, описанных в Приложении О к CS-25, область обледенения в носовой части несущей поверхности при ее обтекании набегающим потоком может быть существенно больше, чем при условиях, соответствующих Приложению С. На рис. 4 показаны размеры расчетных зон попадания капель по хорде профиля крыла в зависимости от размеров капель (профиль с относительной толщиной 10 %, число Маха = 0,6, угол атаки = 2°).

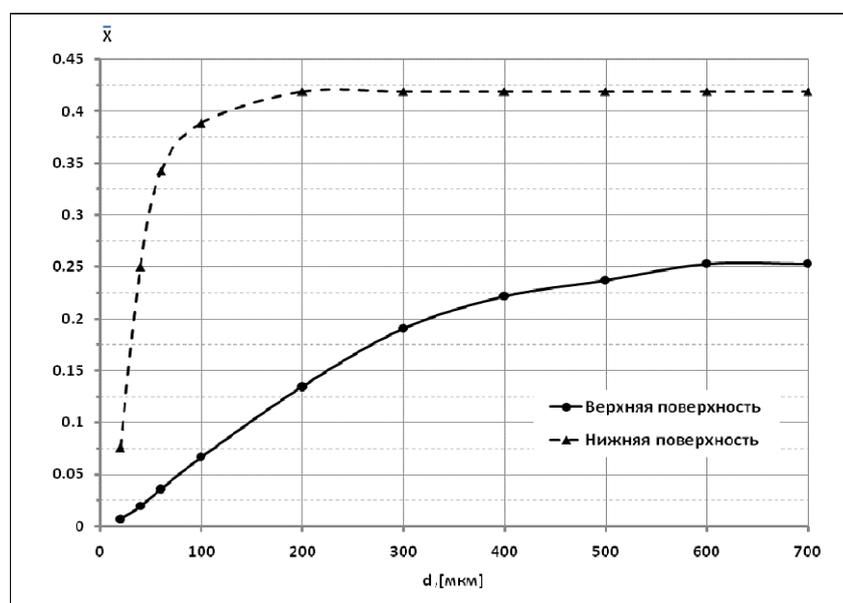


Рис. 4. Расчетные зоны попадания водных капель на профиль крыла
Fig. 4. Computed areas of water drops coming to the airfoil

Видно, что при больших размерах капель коэффициент захвата не равен нулю до 42 % хорды на нижней поверхности профиля и до 25 % – на верхней. Это означает, что лед может образовываться на крыле и за предкрылком, хорда которого обычно составляет 10–25 % от местной хорды крыла. Если образование льда на нижней поверхности крыла обычно приводит лишь к появлению дополнительного сопротивления, то лед на верхней поверхности может приводить к более существенным последствиям. При использовании ПОС крыла, обычно располагающейся на секциях предкрылка, лед на предкрылке может не образоваться. Однако лед за предкрылком будет представлять собой «барьерный лед». О влиянии барьерного льда на АДХ самолета известно, что оно даже больше, чем влияние самого большого, определенного сертификационными требованиями, рогообразного льда на носке крыла [4]. На рис. 5 приведено сравнительное влияние различного вида льда на коэффициенты подъемной силы и продольного момента модели самолета при испытаниях в АДТ. Видно, что нет смысла использовать ПОС крыла, если на верхней поверхности может образоваться барьерный лед, который может ухудшить АДХ больше, чем образовавшийся лед на передней кромке крыла.

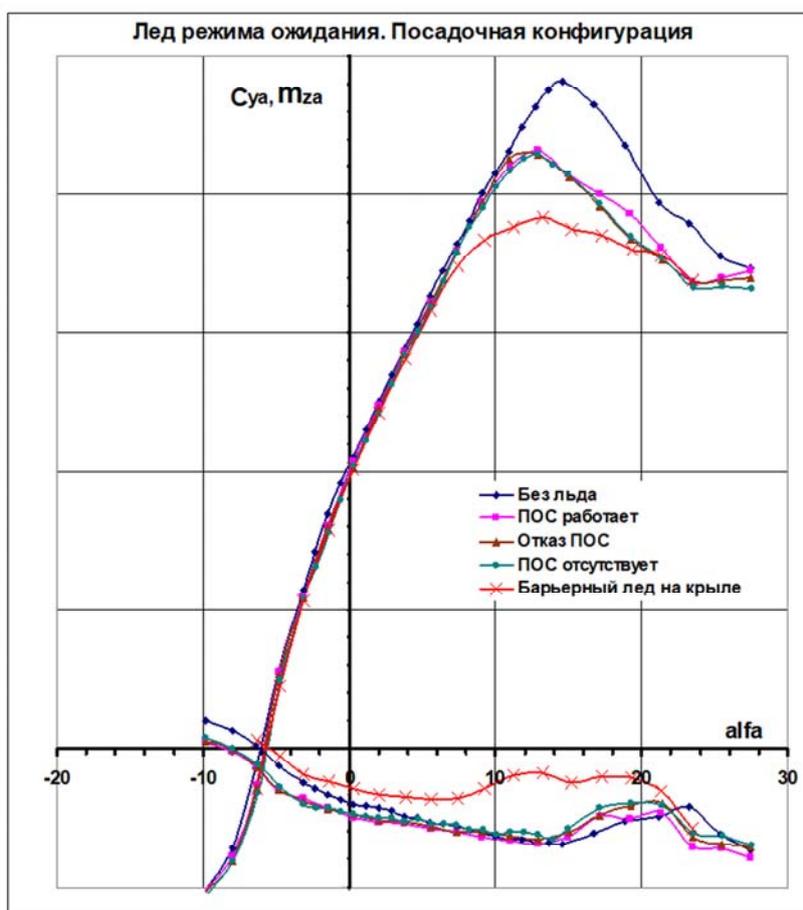


Рис. 5. Зависимости АДХ модели самолета от типа обледенения
Fig 5. Dependencies of airplane model aerodynamics performance on the icing

Следует отметить, однако, что и возможность образования барьерного льда, и его влияние на АДХ самолета зависят как от профилировки конкретного крыла, так и от характерных режимов полета самолета.

Рассматривая возможность эксплуатации самолета в условиях обледенения, определенных новыми сертификационными требованиями (приложениями О к CS-25 и D к CS-E), следует иметь в виду следующие обстоятельства.

Во-первых, в настоящее время не существует ПОС крыла приемлемой мощности, позволяющих обеспечить эффективную защиту (anti-icing) в условиях обледенения с большими переохлажденными каплями (SLD). Из этого следует вывод, что, попав в условия обледенения, соответствующие Приложению О, самолет с ПОС крыла должен немедленно покинуть зону обледенения. В противном случае возможно обледенение внешней поверхности самолета, включая появление барьерного льда, приводящее к недопустимому ухудшению АДХ самолета. Что же касается использования систем сброса льда (de-icing), например электроимпульсных или электровибрационных, то их применение в таких условиях обледенения эффективно лишь в тех случаях, когда нет ледяных образований за предкрылком, иначе также возможно формирование барьерного льда после сброса льда с предкрылка.

Во-вторых, возможность эксплуатации в условиях обледенения, определенных Приложением О, самолетов без системы защиты крыла от обледенения определяется формой ледяных отложений на несущих поверхностях и их влиянием на АДХ самолета. Следует, однако, учесть, что не исключена возможность отмены ограничений на размеры ледяных отложений в 3",

предусмотренных пока в сертификационных требованиях. Это приведет к пересмотру имеющегося опыта в оценке влияния обледенения на АДХ и проведения дополнительных расчетных и экспериментальных исследований.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенная оценка влияния новых сертификационных требований к условиям обледенения на обеспечение безопасности полета воздушных судов транспортной категории показывает, что основными проблемами могут являться обнаружение момента попадания в условия обледенения, определенные новыми требованиями, а также возможность удаления ледяных отложений с несущих поверхностей.

Использование противообледенительных систем крыла, работающих в режиме anti-icing, для условий обледенения, определенных новыми требованиями, невозможно из-за слишком высоких потребных энергетических затрат. В этом случае ВС должно срочно покинуть зону обледенения.

Что же касается использования систем сброса льда (de-icing), например электроимпульсных или электровибрационных, то их применение в таких условиях обледенения эффективно лишь в тех случаях, когда нет ледяных образований за предкрылком, иначе также возможно формирование барьерного льда после сброса льда с предкрылка.

Возможность эксплуатации в условиях обледенения, регламентированных Приложением О к CS-25, самолетов без системы защиты крыла от обледенения, определяется формой ледяных отложений на несущих поверхностях и их влиянием на АДХ самолета. Для каждого типа ВС для оценки влияния обледенения на его АДХ необходимо проведение расчетных и экспериментальных исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Шевяков В.И.** Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – противообледенительная система // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 74–82.
2. Практические аспекты решения задач внешней аэродинамики двигателей летательных аппаратов в рамках осредненных по времени уравнений Навье – Стокса. Сб. статей // Труды ЦАГИ. 2007. Вып. 2671.
3. **Долотовский А.В.** Задачи аэродинамики при сертификации самолета SSJ-100 для условий обледенения / В.А. Терехин, В.И. Шевяков, В.А. Чочиев // Материалы XXIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 01–02 марта 2012 г. 2012. С. 95.
4. **Wright W.B.** Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6: NASA Contractor Report 198355. 1995. June. 97 p.
5. **Gent R.W.** TRAJICE2 – A combined water droplet trajectory and ice accretion prediction program for aerofoil: RAE TR 90054. Farnborough; Hampshire, 1990. 83 p.
6. **Tran P.** Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects / M.T. Brahim, I. Paraschivoiu, A. Pueyo, F. Tezok // 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA-1994-0605 / American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1994. P. 9.
7. **Mingione G., Brandi V.** Ice accretion prediction on multielement airfoils // Journal of Aircraft. 1998. Vol. 35, № 2. March – April. Pp. 240–246.
8. **Beaugendre H., Morency F., Habashi W.G.** ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-flight ice accretion module // 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2002-0385 / American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2002. P. 18.
9. **Приходько А.А., Алексеенко С.В.** Экспериментальное исследование и математическое моделирование физических процессов при обледенении аэродинамических поверхностей //

XV Минский международный форум по тепло- и массообмену, Минск, 23–26 мая 2016 г. Т. 1.: тезисы докладов и сообщений. С. 386–389.

10. **Alekseenko S.V., Prikhod'ko A.A.** Mathematical modeling of ice body formation on the wing airfoil surface // *Fluid Dynamics*. 2014. Vol. 49, № 6. Pp. 715–732.

11. **Cao Y., Huang J., Yin J.** Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing // *Intern. Journal of heat and mass transfer*. 2016. Vol. 92. Pp. 34–54.

12. **Zhu C., Fu B., Sun Z.** 3D ice accretion simulation for complex configuration basing on improved messenger model // *Intern. Journal of modern physics: Conference series*. 2012. Vol. 19. Pp. 341–350.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ципенко Владимир Григорьевич, доктор технических наук, профессор кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, avas38@yandex.ru.

Шевяков Владимир Иванович, доктор технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик АО «Гражданские самолеты Сухого», v_shevyakov@scac.ru.

PROMOTION OF TRANSPORT AIRCRAFT FLIGHT SAFETY TAKING INTO ACCOUNT UPDATED CERTIFICATION REQUIREMENTS FOR ICING CONDITIONS

Vladimir G. Tsipenko¹, Vladimir I. Shevyakov²

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

²*JSC Sukhoi Civil Aircraft, Moscow, Russia*

ABSTRACT

Due to the implementation of new certification requirements for icing conditions provided in Annex O to CS-25, there is a necessity to analyze the impact of the requirements on the possibility of transport aircraft certification for flights under such conditions. The particularities of such certification requirements and their impact on three main directions of aircraft certification have been considered for icing conditions: icing annunciation system, air data system and anti-icing system. It has been shown that new requirements have no effect on certification of air data system sensors but they have an impact on icing annunciation and anti-icing system. Timely annunciation of icing is important for safe operation of aircraft. The procedure providing timing annunciation was developed earlier in Annex C to AR/CS/FAR-25. It is highlighted that this procedure is also actual for new icing conditions but taking into account relevant updates in calculations of the growth of ice accretions on ice detectors, air inlets and lifting surfaces. One of the problems is to detect the moment of coming into icing conditions, determined by new requirements. It substantially determines the possibility of immediate escape from icing area if the airplane does not meet the safe operation requirements for such conditions. The techniques of removing ice accretions from lifting surfaces are described. The case of icing the wing surface behind the slats area with barrier ice accumulation was studied. The possibility of an aircraft limitless operation under icing conditions determined by new certification requirements was estimated.

Key words: aircraft, flight safety, certification requirements, icing conditions, aerodynamic performance, air data system sensor, ice accretion.

REFERENCES

1. **Shevyakov, V.I.** (2014). Resheniye novykh zadach aerodinamiki v protsesse sertifikatsii samoletov transportnoy kategorii – protivooledenitel'naya sistema [The solution of new problems of aerodynamics in the course of certification of transport planes category — an anti-icing system]. *The Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation*, no. 199, pp. 74–82. (in Russian)

2. *Prakticheskiye aspekty resheniya zadach vneshney aerodinamiki dvigateley LA v ramkakh osrednennykh po vremeni uravneniy Navie-Stoksa* [Practical aspects of the solution of problems of external aerodynamics of AC engines within Navier-Stokes's equations, average on time]. (2007). Trudy TSAGI [Proceedings of TsAGI], iss. 2671, pp. 3–19. (in Russian)

3. **Dolotovskiy, A.V., Terekhin, V.A., Shevyakov, V.I. and Chochiev, V.A.** (2012). Zadachi aerodinamiki pri sertifikatsii samoleta SSJ-100 dlya usloviy obledeneniya [Problems of aerodynamics at certification of the SSJ-100 for ice conditions]. Materialy XXIII Nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 01–02 marta 2012 [Materials of XXIII scientific and technical conference on aerodynamics], p. 95. (in Russian)

4. **Wright, W.B.** (1995). Users' manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6. NASA Contractor Report 198355. June. 97 p.

5. **Gent, R.W.** (1990). TRAJICE2 – A combined water droplet trajectory and ice accretion prediction program for airfoil. RAE TR 90054. Farnborough, Hampshire, 83 p.

6. **Tran, P., Brahimi, M.T., Paraschivoiu, I., Pueyo, A. and Tezok, F.** (1994). Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects. 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA-1994-0605. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 9.

7. **Mingione, G. and Brandi, V.** (1998). Ice accretion prediction on multielement airfoils. Journal of Aircraft, vol. 35, no. 2, March – April, pp. 240–246.

8. **Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G.** (2002). ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-flight ice accretion module. 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 2002-0385. American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 18.

9. **Prikhod'ko, A.A. and Alekseenko, S.V.** (2016). Ekspirimentalnoye issledovaniye i matematicheskoye modelirovaniye fizicheskikh protsessov pri obledeneni aerodinamicheskikh poverkhnostey [Experimental research and mathematical modeling of physical processes in case of aerodynamic surfaces icing]. XV Minskiy mezhdunarodnyy forum po teplo- i massoobmenu, Minsk, 23–26 Maya 2016 g. T. 1. [The XV Minsk international forum on a heat and mass exchange]. Tezisy dokladov i soobshcheniy, pp. 386–389. (in Russian)

10. **Alekseenko, S.V. and Prikhod'ko, A.A.** (2014). Mathematical modeling of ice body formation on the wing airfoil surface. Fluid Dynamics, vol. 49, no. 6, pp. 715–732.

11. **Cao, Y., Huang, J. and Yin, J.** (2016). Numerical simulation of three-dimensional ice accretion on an aircraft wing. Journal of heat and mass transfer, vol. 92, pp. 34–54.

12. **Zhu, C., Fu, B. and Sun, Z.** (2012). 3D ice accretion simulation for complex configuration basing on improved messing model. Intern. Journal of modern physics: Conference Series, vol. 19, pp. 341–350.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir G. Tsipenko, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aerodynamics, Airframe and Strength of Aircraft Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, avas38@yandex.ru.

Vladimir I. Shevyakov, Doctor of Technical Sciences, the Head of the Aerodynamics Performance Department, JSC Sukhoi Civil Aircraft, v_shevyakov@scac.ru.

Поступила в редакцию 22.01.2019
Принята в печать 21.05.2019

Received 22.01.2019
Accepted for publication 21.05.2019