

УДК 629.7.015.3

РЕШЕНИЕ НОВЫХ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ В ПРОЦЕССЕ СЕРТИФИКАЦИИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ – ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

В.И. ШЕВЯКОВ

По заказу редакционной коллегии**Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.**

Рассматриваются новые задачи аэродинамики при сертификации систем транспортного самолета. Излагается методика решения задачи сертификации датчиков системы воздушных сигналов для условий обледенения. Приведены примеры подготовки и проведения стендовых сертификационных испытаний датчиков в условиях обледенения, критерии успешности испытаний.

Ключевые слова: воздушное судно, сертификация, датчик обледенения.

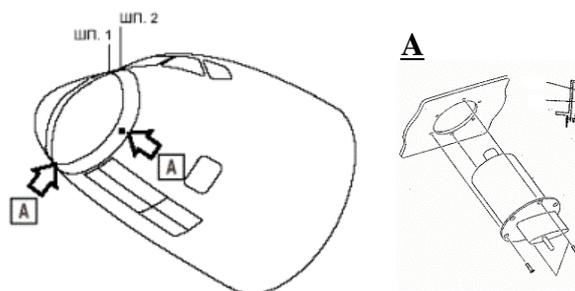
В процессе сертификации самолета SSJ-100 решен ряд задач аэродинамики, не встречавшихся ранее в отечественной авиационной практике. В частности, проведена большая работа по подготовке материалов для предъявления европейскому агентству авиационной безопасности (European Aviation Safety Agency – EASA) в части сертификации противообледенительной системы самолета.

Влияние обледенения внешней поверхности воздушного судна (ВС) на его характеристики может быть очень существенным. Для уменьшения этого влияния применяют противообледенительные системы (ПОС) различного типа. Отвод энергии на нужды ПОС приводит к ухудшению летно-технических характеристик и снижению конкурентоспособности ВС. На большинстве современных ВС для минимизации отбора энергии используются ПОС с автоматическим включением/выключением. Включением и выключением ПОС управляет сигнал от датчика обледенения (ДО), что предъявляет к работе датчика определенные требования. Одно из главных – ДО должен сигнализировать о начале образования льда на внешней поверхности самолета как можно раньше. В противном случае возможна ситуация, когда к моменту обнаружения обледенения датчиком, толщина льда на входе в воздухозаборник (ВЗ) двигателя превысит критические для нормальной работы двигателя величины или лед на крыле или оперении недопустимо ухудшит аэродинамические характеристики (АДХ) ВС.

В рамках работ по сертификации в EASA системы автоматического включения противообледенительной системы с уровнем "Primary" самолета SSJ-100 разработана методика доказательства того, что к моменту включения ПОС на поверхности ВС не образуется ледяных наростов недопустимого размера. А так как параметры обледенения датчика зависят от его месторасположения, то уже на ранних этапах проектирования ВС при выборе места расположения ДО вместе с "традиционными" требованиями должно учитываться и требование по своевременному его реагированию на условия обледенения.

На рис. 1 показан общий вид ДО и схема его крепления, а также обычно используемые места его установки на транспортных ВС.

Обычно используются два ДО, устанавливаемые симметрично по бокам фюзеляжа.

**Рис. 1**

К традиционным отнесены требования, которые обычно предъявляются к месту расположения ДО на ВС:

1. Должно быть обеспечено попадание на цилиндр ДО достаточного количества воды из набегающего потока.

2. Статическая температура в выбранном месте размещения ДО приблизительно равна температуре окружающей среды.

3. Отсутствие эффекта интерференции между ДО и другими датчиками, размещенными на поверхности фюзеляжа.

Выбор места установки ДО должен производиться для всей области ожидаемых условий эксплуатации, т.е. от минимального до максимального значений следующих параметров: числа Маха; высоты и скорости полета; угла атаки для различных фаз полета. В качестве примера в табл. 1 приведен перечень расчетных режимов для одного из региональных ВС.

Таблица 1

Фаза полета	Число М	Скорость (KTAS)	Угол атаки, град.	Высота, ft
Takeoff	0,227	150	-1	0
Takeoff	0,227	150	14	0
Hold	0,57	347	0,5	22 000
Hold	0,57	347	3,25	22 000
Hold	0,57	347	6	22 000
Cruise	0,81	477	0,5	30 000
Cruise	0,81	477	3,25	30 000
Cruise	0,81	477	6	30 000

В расчетах условия окружающей среды соответствуют условиям Международной стандартной атмосферы (ISA) на заданной высоте. Кроме того, рассматриваются водяные капли различного размера, соответствующего Приложению С к АП 25 [1] (CS 25, FAR 25), определяющего условия обледенения в условиях облачности (диаметром от 10 до 50 мкм). Кроме того, рассматриваются также условия с переохлажденными крупными каплями (Supercooled Large Droplet - SLD), когда диаметр капель составляет 100 мкм и более.

Для определения количества воды, попадающего на цилиндр ДО, используются различные численные методы обтекания (CFD-методы) с моделированием находящихся в потоке водяных капель. Современное программное обеспечение (ПО) позволяет использовать для этих целей решение уравнений Навье-Стокса (например, ПО "FLUENT"), 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 ДО.

На рис. 2 показано распределение капель по этой плоскости для различных их диаметров. Видно, что фюзеляж образует "тень", куда капли не попадают. Для заданных условий полета обычно существует критический диаметр капель, при котором высота тени в рассматриваемой плоскости максимальна. Для представленных условий полета (режим "Ожидание") максимальная высота тени образуется при диаметре капель 50 микрон.

На рис. 3 для режима крейсерского полета показаны пересечения с плоскостью, проходящей через ДО, ближайших к поверхности фюзеляжа капель при различном их диаметре, а также положение самого ДО.

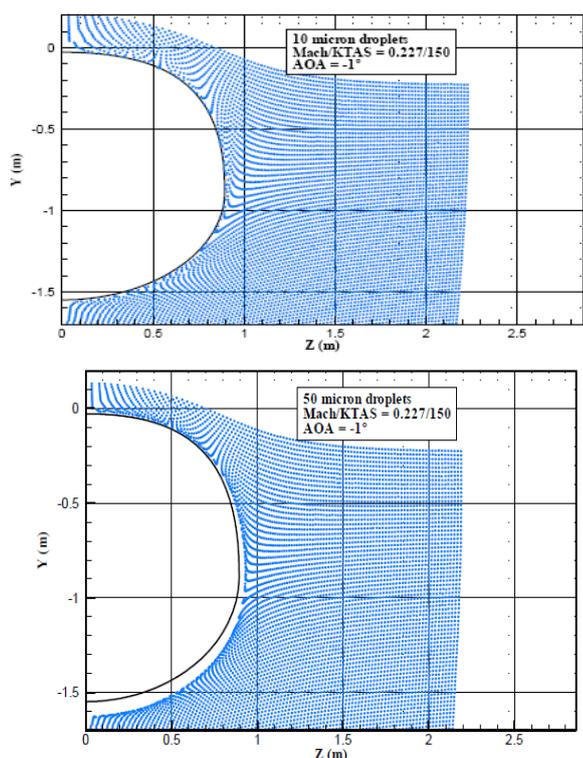


Рис. 2

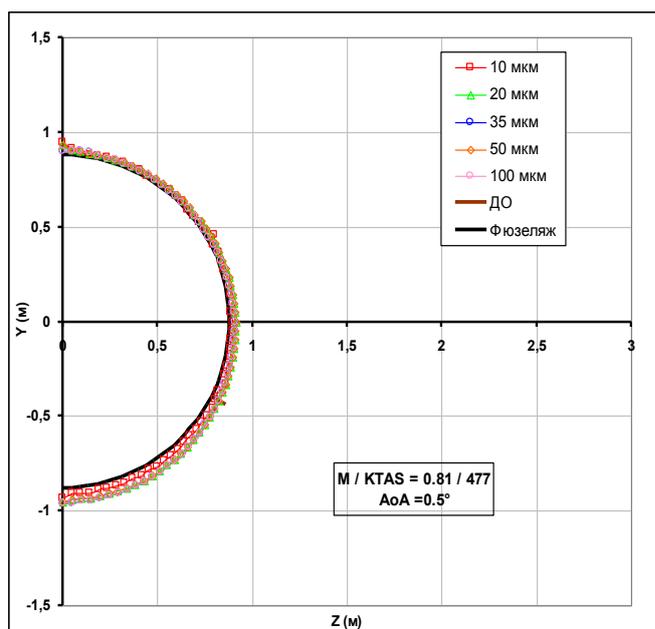


Рис. 3

На рис. 4 представлена высота затенения как функция угла от верхнего до нижнего батекса фюзеляжа, что является более наглядным. Видно, что на данном режиме максимальная тень образуется при диаметре каплей 35 мкм. Аналогичные данные требуется иметь для всех режимов полета. На этом же рисунке представлена предельно допустимая величина затенения, которая определяется как высота ДО от поверхности фюзеляжа, уменьшенная на толщину вытеснения пограничного слоя. Кроме того, как показывает практика, время реакции ДО на обледенение не меняется до тех пор, пока образование льда происходит не менее 1/8 дюйма высоты цилиндра датчика. Следовательно, при определении допустимой величины затенения это должно учитываться.

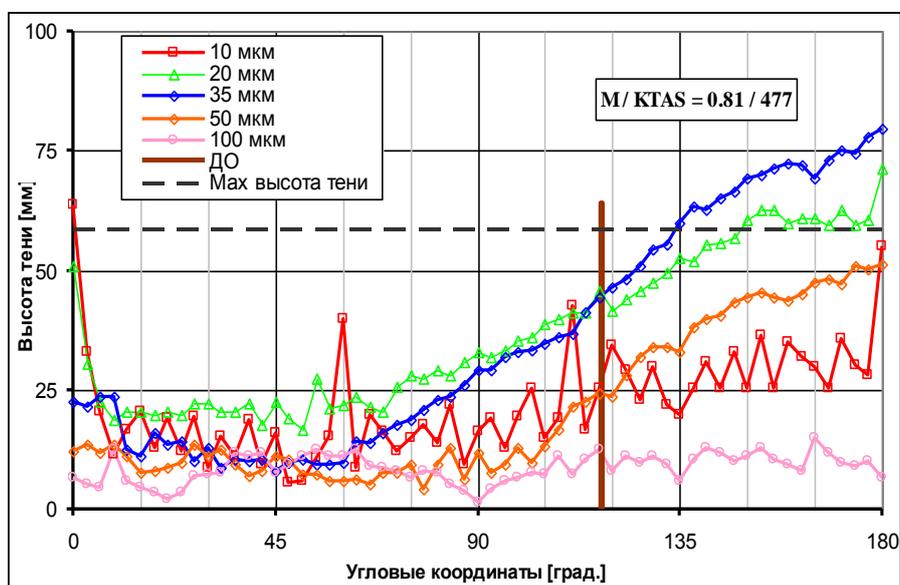


Рис. 4

Метод Лагранжа может использоваться для консервативной оценки высоты затенения. В качестве более точного, но более затратного, может использоваться метод Эйлера, позволяющий определить также изменение локальной водности в любой точке потока при обтекании, характеризуемое "фактором концентрации" или "коэффициентом overconcentration" и определяемое как

$$\alpha = LWC_L / LWC,$$

где LWC (Liquid Water Content) – водность в набегающем потоке; LWC_L – локальная водность в рассматриваемой точке потока.

В качестве примера на рис. 5 показано распределение фактора концентрации в зоне расположения ДО, полученное методом Эйлера.

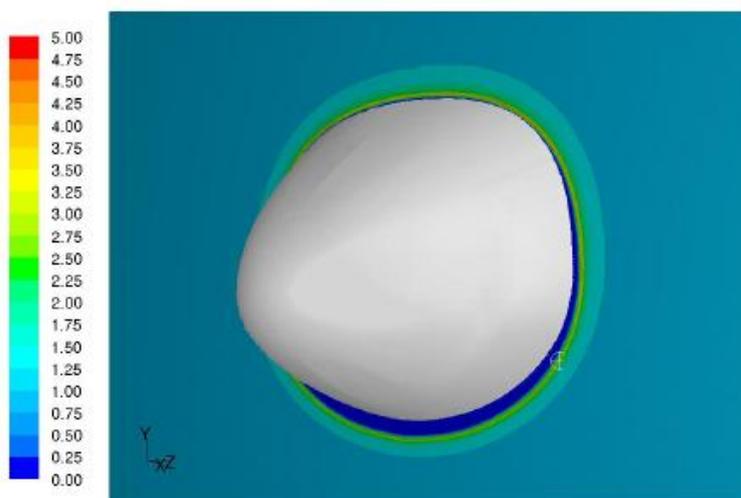


Рис. 5

На рис. 6 показано распределение концентрации водности в зависимости от расстояния до поверхности фюзеляжа для капель различного диаметра. Точками отмечены размеры областей затенения, полученные для аналогичных методом Лагранжа. Также приведены максимальный размер затенения и высота ДО. Видно, что внутри области затенения, определенной методом Лагранжа, величина водности достигает существенных значений, что обеспечивает наличие воды на цилиндре ДО (в данном случае цилиндр располагается в диапазоне $38 \div 64$ мм от поверхности фюзеляжа).

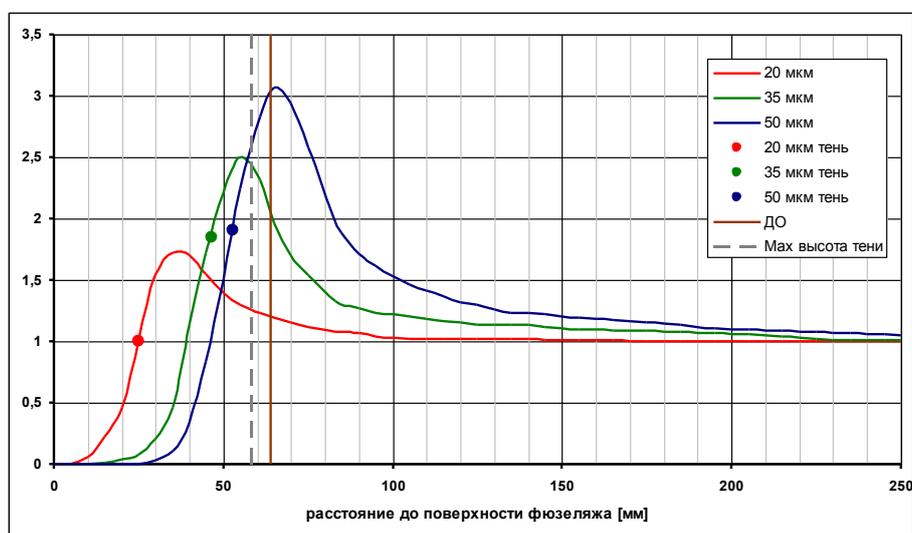


Рис. 6

Таким образом, первое требование – обеспечение достаточного количества воды на датчике в данном случае выполняется. Что касается второго требования – статическая температура в выбранном месте размещения ДО должна быть приблизительно равна температуре окружающей среды или ниже ее, то для этого необходимо иметь данные о характеристиках потока в предполагаемом месте расположения ДО. В качестве примера в табл. 2 приведены расчетные данные о характеристиках потока для режимов полета, приведенных в табл. 1.

Таблица 2

Число М	Угол атаки, град.	$C_{pДО}$	$T_{ДО}/T_{\infty}$	$T_{ДО}-T_{\infty}$ (°С)
0,227	-1	-0,137	0,999	-0,401
0,227	14	0,129	1,001	0,426
0,57	0,5	-0,098	0,994	-1,539
0,57	3,25	-0,026	0,998	-0,404
0,57	6	0,034	1,002	0,553
0,81	0,5	-0,076	0,990	-2,289
0,81	3,25	0,002	1,000	0,070
0,81	6	0,067	1,009	1,986

Видно, что изменение статической температуры в районе датчика незначительно и лишь на одном режиме, при максимальном числе Маха и большом угле атаки составляет около 2°С.

Выполнение третьего требования – отсутствия интерференции с другими датчиками требует выполнения расчетов с визуализацией линий тока на различных режимах полета и анализа возможности попадания вихревого следа с ДО на другие датчики. Анализ должен учитывать возможность диссипативного снижения интенсивности вихря при достаточном удалении от ДО.

В качестве примера на рис. 7 приведены расчеты обтекания носовой части фюзеляжа дозвукового ВС.

Кружками обозначены места расположения датчиков, линия тока проходит через ДО. Видно, что на данном режиме линия тока вниз по потоку располагается между двумя датчиками, что при изменении угла атаки полета в ту или иную сторону чревато возможностью попадания следа от ДО на эти датчики. Необходимо или

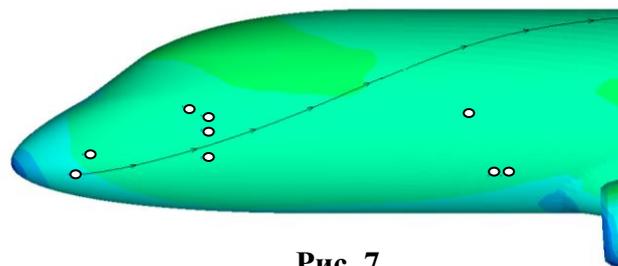


Рис. 7

выбрать иное относительное расположение датчиков, или доказать отсутствие влияния попадания следа от ДО на показания датчиков, расположенных ниже по потоку.

Как было сказано выше, к рассмотренным требованиям к расположению ДО вводится дополнительное: система автоматического включения противообледенительной системы с уровнем "Primary" должна обеспечивать включение ПОС до того, как на поверхности ВС образуются ледяные наросты недопустимого размера. Т.е. необходимо показать, что до этого момента на ДО образовалось количество льда, необходимое для его срабатывания. В противном случае для расположения ДО необходимо находить более подходящее место.

Доказательство выполнения этого дополнительного требования распадается на три направления:

1. Определение зон на внешней поверхности ВС, обледенение которых влияет на безопасность полета или существенно ухудшает АДХ ВС ("зон, чувствительных к обледенению – ЗЧО").
2. Доказательство того, что критическая температура для ДО выше критической температуры ЗЧО.
3. Анализ скорости нарастания льда в ЗЧО и на ДО.

Причиной обледенения элементов конструкции ВС является попадание на них переохлажденных облачных или дождевых капель. Принимая во внимание "эффект Лудлама" [2] – возможности неполного замерзания воды, т.е. одновременного существования твердой и жидкой фаз, необходимо исследовать процессы образования льда в зависимости от водности и температуры набегающего потока. Известно, что двухфазное состояние возможно только при нулевой температуре стенки. Границу между двухфазным состоянием и однофазно-жидким (вода) принято характеризовать *критической температурой*, хотя процесс зависит не только от температуры. Граница между двухфазным состоянием и однофазно-твердым (лед) носит название "*предел Лудлама*" и может характеризоваться значениями различных параметров внешней среды (температурой, водностью, скоростью и т.д.).

Под критической температурой в точке поверхности понимается минимальная температура набегающего потока, выше которой невозможно образование обледенения в данной точке. Т.е. критическая температура в точке характеризует температуру набегающего потока, при которой в данной точке может начаться обледенение. Таким образом, должно быть доказано, что на ДО лед начинает образовываться раньше, чем в ЗЧО.

Анализ скорости нарастания льда должен показать, что образование массы льда на ДО, необходимой для его срабатывания, происходит раньше, чем образование недопустимых ледяных наростов в ЗЧО.

К ЗЧО обычно относят защищаемые от обледенения передние кромки консолей крыла и оперения, а также вход в воздухозаборник маршевого двигателя (винтовые ВС в данной работе не рассматриваются).

Для количественной оценки характеристик льдообразования должен проводиться анализ тепловых потоков в интересующих зонах поверхности. Учитывая реальные скорости образования льда на ВС, допустимо использовать квазистационарные уравнения. Как показано в [3], для решения поставленной задачи достаточен учет следующих основных тепловых потоков:

1. Конвективный.
2. От замерзания оседающей на поверхность воды.
3. От кинетической энергии капель.
4. От охлаждения льда до температуры поверхности.
5. Отводимый на нагревание переохлажденной воды до 0°C.
6. Вызванный испарением (или сублимацией) льда с поверхности за счет разности давлений насыщенного пара над обледеневающей поверхностью и на внешней границе пограничного слоя.

При отсутствии теплообмена с поверхностью уравнение баланса тепловых потоков в общем виде представляется уравнением

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 = 0.$$

На основании уравнения баланса тепловых потоков получается выражение для критической температуры в произвольной точке поверхности [3]

$$t_{crit} = \frac{\frac{0.622L_u}{C_p} \left(\frac{e_{0,\delta} - e_{t_\delta,\delta}}{P_\delta} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 \right] 1 - r^* \left[\frac{V_\infty^2}{2C_p} + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(\frac{V_\infty^2}{2} \right) \right]}{\left(1 + \frac{w_\infty V_\infty E C_\delta}{\alpha} \right)}, \quad (1)$$

где V_δ , P_δ – скорость и давление на границе пограничного слоя; w_∞ , V_∞ – водность и скорость невозмущенного потока; C_p – удельная теплоемкость воздуха при $t = 0^\circ\text{C}$; C_δ – удельная теплоемкость воды; L_u – скрытая теплота испарения воды при $t = 0^\circ\text{C}$; r^* – коэффициент восстановления температуры; $e_{0,\delta}$ – давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре стенки; $t_\delta = 0^\circ\text{C}$, $e_{t_\delta,\delta}$ – давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре на границе пограничного слоя t_δ ; α – коэффициент теплоотдачи; E – местный коэффициент улавливания (захвата).

Для вычисления локальных характеристик воздушного потока у внешней поверхности ВС и на границе пограничного слоя используются численные методы расчета обтекания. Основную

сложность представляет определение величин коэффициентов теплоотдачи (α) и захвата (E). Определение значений α в простых случаях может базироваться на полуэмпирических формулах, а при сложных геометрических формах – на теоретических численных методах расчета, например, на решении уравнений Навье-Стокса. Для определения локального коэффициента захвата E требуется расчет траекторий движения водяных капель вплоть до соударения их с рассматриваемым участком поверхности. И определение α , и определение E являются сложными самостоятельными задачами и требуют отдельного рассмотрения.

Критическая температура является определяющим фактором в том случае, если температура набегающего потока выше, чем t_{crit} ДО, но ниже t_{crit} ЗЧО. В этом случае на ЗЧО уже возможно образование льда, а на ДО лед ещё не образовывается. Даже при низкой скорости нарастания льда эта ситуация недопустима. Поэтому требование того, что критическая температура для ДО должна быть выше критической температуры ЗЧО, необходимо.

В том случае, когда температура набегающего потока ниже критических температур ДО и ЗЧО, на первый план выходит скорость нарастания льда. Должен быть представлен анализ скорости нарастания льда в ЗЧО и на ДО. Проведение такого анализа связано с вычислением коэффициента намерзания β и критической водности w_{crit} .

Выражение для критической водности имеет вид [3]

$$w_{crit} = \frac{\frac{\alpha}{V_{\infty} E} \left[-t_{\infty} + \frac{0.622 L_u}{C_p} \left(\frac{e_{o,l} - e_{t_s, \theta}}{P_{\delta}} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 \right] \frac{V_{\infty}^2}{2 C_p} \right]}{\left(L_3 + C_6 t_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}. \quad (2)$$

В зависимости от t_{∞} и w_{∞} выражения (1) и (2) определяют границы между однофазным и двухфазным состоянием оседающей воды на внешней поверхности ВС. На рис. 8 представлен типичный вид зависимостей t_{crit} и w_{crit} , построенных по этим формулам с учетом определенных значений α и E в рассматриваемой точке поверхности. В зоне 1, расположенной правее сплошной линии, температура поверхности выше 0°C и на ней может быть только вода в жидкой фазе ($\beta=0$). В зоне 3, ниже пунктирной линии – только лед ($\beta=1$). Между линиями – двухфазное состояние (лед + вода, $0 < \beta < 1$), причем температура поверхности равна нулю.

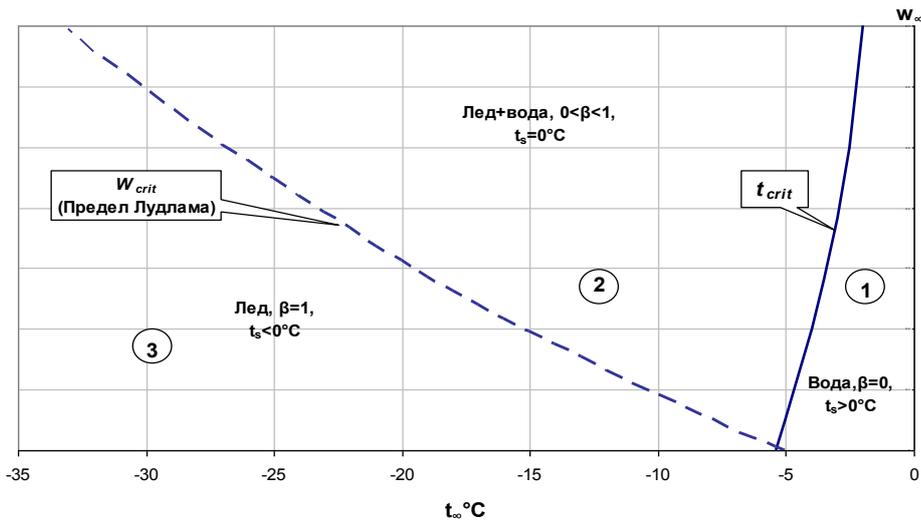


Рис. 8

Как было сказано выше, для определения скорости образования льда необходимо знать коэффициент намерзания β , показывающий какая часть оседающейся воды замерзает. Из [3] известно, что с учетом соотношения $m_{\theta} = w_{\infty} V_{\infty} E$, коэффициент намерзания равен

$$\beta = 1 - \frac{w_u}{w_\infty} \quad \text{при} \quad w_\infty < w_{crit}$$

$$\text{и} \quad \beta = 1 - \frac{w_u}{w_\infty} - \left(1 + \frac{C_{\delta} t_\infty}{L_3}\right) \left(1 - \frac{w_{crit}}{w_\infty}\right) \quad \text{при} \quad w_\infty > w_{crit}. \quad (3)$$

Здесь w_u определяется по формуле

$$w_u = \frac{0.622\alpha}{V_\infty E C_p} \left(\frac{e_{t_s, \lambda} - e_{t_\delta, \delta}}{P_\delta} \right).$$

По приведенным формулам определяется масса льда, образовавшегося за единицу времени на единице площади в рассматриваемой области поверхности

$$m_{\lambda} = m_{\delta} \beta = w_\infty V_\infty E \beta. \quad (4)$$

В качестве примера на рис. 9 приведено сравнение скоростей нарастания льда на ДО и на входе в воздухозаборник (ВЗ) маршевого двигателя транспортного ВС, рассчитанных по приведенным формулам для различных значений водности набегающего потока. Видно, что по расчетам скорость роста льда на воздухозаборнике в 2 раза ниже скорости роста льда на сигнализаторе обледенения. Зная порог чувствительности сигнализатора обледенения (например, включение ПОС происходит при нарастании на сигнализаторе льда толщиной 1 мм), можно определить толщину образующегося за это время льда на воздухозаборнике (в данном случае – 0,5 мм). При попадании в двигатель льда такой толщины не должно быть нарушений его работы. Для определения массы льда, которую способен выдержать двигатель без негативных последствий в его работоспособности, проводятся стендовые испытания с забросом масс льда в работающий двигатель.

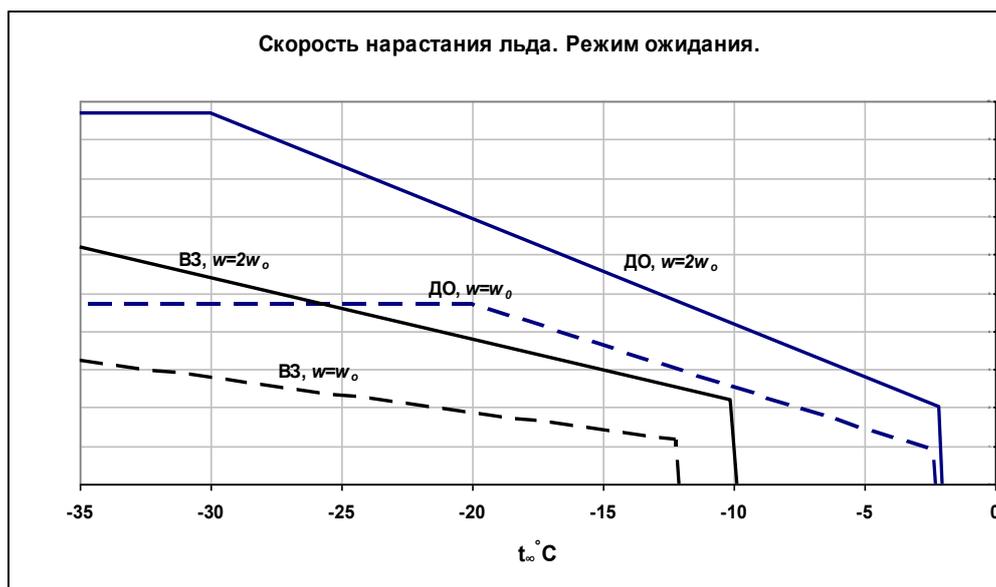


Рис. 9

Проведенный таким образом анализ позволяет сделать выводы о правильности выбора места расположения ДО.

Изложенным методом проведен анализ соответствия требованиям EASA системы автоматического включения ПОС с уровнем "Primary" при сертификации самолета SSJ-100. Учитывая положительные результаты сертификации, а также отсутствие в отечественной практике другого опыта проведения сертификации по данному направлению, разработанный метод может быть рекомендован в качестве основы для подготовки соответствующих официальных МОС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25), Межгосударственный авиационный комитет, 2004.
2. **Ludlam F.H.** The heat economy of rimed cylinder. Quart. Journal of the Royal Meteorological Society. Vol. 77, № 334, October, 1951.
3. **Мазин И.П.** Физические основы обледенения самолетов. - М.: Гидрометеорологическое издательство, 1957.

SOLUTIONS FOR THE NEW TASKS IN AERODYNAMICS IN THE PROCESS OF CERTIFICATION OF AIRPLANE OF TRANSPORT CATEGORY – ANTI-ICE SYSTEM**Shevyakov V.I.**

There are considered new tasks in aerodynamics in the process of certification of airplanes of transport category. The procedure for optimal location of ice detector at the transonic airplane and means of compliance with certification requirements for automatic engagement of anti-ice protection.

Key words: airplane, certification, ice detector.

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик ЗАО "Гражданские самолеты Сухого", докторант МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.