

УДК 532.526 : 532.24

А.А. ПРИХОДЬКО, С.В. АЛЕКСЕЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. О.Гончара, Украина

**ОБЛЕДЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ:
УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И МЕТОДИКИ РАСЧЕТА**

Проанализированы основные модели и методы исследования процессов обледенения аэродинамических поверхностей и их влияние на полетные характеристики. Приведена классификация противообледенительных систем. Рассмотрены соответствующие модели и методики расчета нарастания льда в полете. Представлены результаты расчетов выпадения влаги на поверхность цилиндра с помощью модели взаимопроникающих сред на базе авторских моделей, методов и алгоритмов. Направлением дальнейших исследований обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов будет учет особенностей обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток.

Ключевые слова: условия возникновения обледенения, воздушно-капельный поток, выпадение влаги на обтекаемую поверхность, нарастание льда, обледенение аэродинамических поверхностей.

Введение

Увеличение быстродействия и объема памяти ЭВМ, а также развитие численных методов и моделей вычислительной аэродинамики предоставляют широкие возможности для математического моделирования все более сложных задач механики жидкости и газа, решение которых еще несколько лет назад было невозможным. К одной из таких задач относится моделирование процессов обледенения поверхностей летательных аппаратов.

Обледенение самолетов в полете – всемирно признанная серьезная проблема безопасности. В определенных летных условиях переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев самолета, на элементы оперения, в воздухозаборники авиационных двигателей. Ледяной слой изменяет форму обтекаемых поверхностей и, как следствие, аэродинамические характеристики самолета, что может подвергнуть полет опасности. Атмосферными параметрами, влияющими на обледенение, являются: скорость полета, температура, давление, а также метеорологические параметры: влажность, диаметр переохлажденных капелек и относительная влажность.

Вода в жидкой фазе может находиться длительное время при сравнительно низкой температуре (до – 65⁰ С и ниже). Причины этого, а также быстрой ее кристаллизации при столкновении с поверхностью летательного аппарата пока изучены недостаточно [1]. Однако можно отметить, что образованию переохлажденных капелек воды главным образом способствуют низкая скорость охлаждения при отсут-

ствии механических воздействий и отсутствие центров кристаллизации.

Наиболее вероятными причинами быстрой кристаллизации переохлажденных капелек при столкновении с обтекаемым телом считают наличие на поверхности тела мельчайших кристаллов льда и пыли, являющихся ядрами кристаллизации, возможность образования при соприкосновении капелек с поверхностью ультразвуковых волн, значительно ускоряющих процесс самопроизвольного образования центров кристаллизации.

До настоящего времени с целью моделирования формы ледяных наростов и их воздействия на аэродинамические характеристики самолетов были разработаны несколько математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях. В основном, существующие методики состоят из следующих шагов [2 - 7]:

- определение геометрии крыла;
- потенциальное решение для потока;
- расчет пограничного слоя;
- определение траекторий водяных капелек, попадающих на поверхность крыла;
- решение уравнений теплового баланса сохранения массы;
- изменение геометрии крыла вследствие обледенения.

1. Влияние обледенения на характеристики летательного аппарата

Даже относительно небольшое образование льда может оказывать значительное влияние на полет современного самолета. Несмотря на развитие технологий и предпринимаемые меры, все равно

продолжают происходить несчастные случаи, связанные с обледенением. Согласно статистическим данным, опубликованным Управлением гражданской авиации Великобритании (CAP 479) более 50% несчастных случаев происходят из-за обледенения карбюраторов самолетов гражданской авиации, 25% происходят по причине обледенения при взлете и около 30 несчастных случаев в год происходят из-за обледенения корпуса самолета. Риск обледенения и, соответственно, количество происходящих несчастных случаев возрастают при наличии таких факторов, как, например, большие озера или горы.

Поэтому, проблема обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов, а также деталей авиационных двигателей в неблагоприятных метеоусловиях представляет большой интерес.

Моделирование процессов конденсации пара и осаждения жидкости с последующим замерзанием является важным этапом при разработке противообледенительных систем.

Обледенение в процессе полета разрушает гладкую структуру обтекания, уменьшает подъемную силу, снижает эффективность системы управления, вызывает потерю тяги. Нарастание льда на передней кромке крыла или на боковой поверхности ухудшает его аэродинамические качества: сильно ухудшает аэродинамические показатели самолета, вызывая уменьшение угла отрыва потока, приводит к росту турбулентного следа и уменьшению подъемной силы крыла, а также ведет к увеличению веса. Причем увеличение веса самолета, в результате намерзания льда, играет вторичную роль по сравнению с негативными эффектами, вызванными изменениями режима обтекания. Так как носовая часть летательного аппарата становится приподнятой вследствие увеличения тяги и угла атаки, на нижней части крыльев и фюзеляжа накапливается дополнительный лед.

Образование льда на поверхностях входного направляющего аппарата компрессора и обечайки мотогондол авиационных двигателей может происходить даже при положительных температурах окружающего воздуха (до $+10^0$ C), вследствие адиабатического расширения воздуха. Такое обледенение очень опасно и его нужно избегать, поскольку при обледенении элементов двигателя уменьшается площадь межлопаточных каналов и расход воздуха, падает тяга, растет удельный расход топлива [8]. Неравномерность потока на входе в компрессор приводит к неустойчивому режиму его работы, изменению расчетных характеристик на входе в камеру сгорания. Нарастая, ледяная корка под действием аэродинамических сил и вибрации может разрушаться и попадать в двигатель, вызывая поврежде-

ние лопаток компрессора и даже вывод двигателя из строя.

2. Основные метеорологические параметры при обледенении

Условия, при которых возникает обледенение, формируются в тропосфере на высотах от 7 км у полюсов до 16 км на экваторе. В ней сосредоточено примерно 7/10 всей массы воздуха. В тропосфере воздух состоит из смеси газов, воды в трех фазах (жидкой, парообразной, кристаллической) и различных примесей (мельчайшей пыли, продуктов горения, спор растений, солей и пр.). В отличие от основного состава воздуха количество примесей, являющихся ядрами конденсации и кристаллизации воды, существенно изменяется по времени, по высоте и вдоль поверхности земли. Мощные тепловые вертикальные потоки воздуха, непрерывное перемешивание воздушных масс с различными температурами и давлением, понижение температуры и давления воздуха с высотой обуславливают также изменение концентрации воды в воздухе, способствуют конденсации водяного пара и формирования облаков, тумана, дождя, снега или града.

Обледенение самолетов и вертолетов в большинстве случаев происходит при полете в среде, содержащей капельки воды при отрицательной температуре окружающего воздуха, в основном, в облаках или в условиях переохлажденного дождя.

Основными метеорологическими параметрами, от которых зависит интенсивность обледенения, являются:

- количество сконденсированной воды, содержащееся в единице объема облака (водность);
- температура воздуха;
- размер водяных капелек.

Водность значительно изменяется в зависимости от температуры и может сильно колебаться как для одной и той же формы облаков, так и в одном и том же облаке. На практике обычно используются величины водности, осредненные по большим участкам, эквивалентным по объему 1 м^3 и протяженностью в несколько километров. С понижением температуры водность уменьшается и вероятность обледенения уменьшается.

Зависимость водности W от температуры t имеет характер, представленный в табл. 1 [1]. В таблице 2 приведены значения максимальной общей водности (кристаллической и капельной) в облаках в районах над океанами и в тропиках, полученные на основании обработки статистических данных [1]. Таблица 3 иллюстрирует вероятность обледенения в зависимости от типа облаков и температуры окружающей среды [2].

Таблица 1

Зависимость влажности W от температуры t [1]

$t, ^\circ\text{C}$	0	-5	-10	-15	-20	-25	-30
$W, \text{г/м}^3$	4,6	1,08	0,9	0,73	0,6	0,52	0,47

Таблица 2

Статистические данные распределения влажности в атмосфере [1]

Диапазон температуры, $^\circ\text{C}$	Диапазон высот, м	Максимальная влажность, г/м^3	Протяженность зон, км
от 0 до -20	3000-9000	8,0	1
		5,0	5
		2,0	80
		1,0	150 и более
от -20 до -40	5000-12000	2,0	15
		1,0	80
		0,5	150 и более
		2,0	5
от -40 до -60	7000-15000	1,0	15
		0,25	250 и более
		1,0	5

Таблица 3

Вероятность обледенения в зависимости от типа облаков [2]

Вероятность	Типы облаков		
	Кучевые облака	Слоистые облака	Дождь и изморозь
Высокая	от 0° до -20° C	от 0° до -15° C	0° C и ниже
Средняя	от -20° до -40° C	от -15° до -30° C	–
Низкая	$< -40^\circ$ C	$< -30^\circ$ C	–

Интенсивное обледенение летательных аппаратов часто наблюдается в тропических районах, из-за неблагоприятного сочетания низких температур и высокой влажности воздуха.

Вообще, наихудшие условия для возникновения обледенения наблюдаются при температурах около 0° C в слоистых облаках или в дожде на высотах до 2.500 км, а также в диапазоне температур от 0° C до -20° C и, в особенности, от 0° C до -10° C.

Наблюдения показывают [1], что вначале, при относительно небольших температурах воздуха (до -15° C), облака могут состоять только из одних переохлажденных капелек. При более низких температурах начинается самопроизвольная кристаллизация переохлажденных капелек, причем замерзают в первую очередь наиболее крупные капельки. Затем, при достижении определенной температуры, наблюдается резкое спонтанное увеличение количества замерзших капелек и затем происходит практически полная кристаллизация воды. Температура спонтан-

ной кристаллизации зависит от размера переохлажденных капелек, скорости охлаждения, состава примесей, внешних условий. Поэтому на больших высотах обледенение встречается редко, поскольку капельки в облаках уже заморожены. Однако в кучевых облаках с сильными подъемными течениями крупные водяные капельки могут попадать и на большие высоты. Таким образом, зона обледенения может перемещаться вверх с подъемными течениями и вниз с опускающимися, зачастую, на сотни и тысячи метров. Это означает, что существует потенциальная возможность возникновения обледенения практически на любых высотах.

Облако представляет собой полидисперсную аэрозоль, в которой содержатся капельки самых различных размеров – от нескольких до десятков микрометров, а при дожде и сотен микрометров.

Подобно тому, как средний диаметр капель изменяется в широком диапазоне в тумане, облаке и дожде, так и переохлажденные капельки могут

иметь сильно различающиеся размеры (от 5 до 75 мкм). Средний диаметр переохлажденных капелек в слоистых облаках равен 14 мкм, в кучевых облаках – 22 мкм [1].

Также следует учесть, что на острых частях обтекаемых элементов, таких как антенны, пропеллеры, лопасти вертолета скорость образования льда выше, чем на тупых краях. Основной причиной этого является то, что скорость воздуха около тупых и прямолинейных объектов ниже, соответственно давление в этих зонах выше, которое, в свою очередь увеличивает температуру. Кроме того, острые элементы имеют тонкий пограничный слой, дающий небольшую изоляцию между поверхностью обтекаемого элемента и льдом. Этот принцип также уместен при рассмотрении тяги, производимой пропеллером. Местная скорость также влияет на скорость роста льда, чем выше скорость (в пределах до 130 м/с), тем выше скорость накопления льда. Однако при скоростях выше 130 м/с нагрев, обусловленный поверхностным трением, значительно уменьшает риск обледенения [3].

3. Типы льда и его влияние на полетные характеристики

Лед, появляющийся в полете в условиях обледенения и прочно держащийся на поверхностях самолета, можно условно разделить на рыхлый, гладкий или стекловидный и смешанный [2]:

- рыхлый лед имеет грубую структуру молочно-белого цвета; как правило, может быть удален или его образование предотвращено системами антиобледенения;

- гладкий или стекловидный лед имеет гладкую поверхность и образовывается по контуру обтекаемого профиля, при дальнейшем накоплении могут формироваться гребневидные наросты; такой лед трудно удалять;

- смешанный лед – комбинация рыхлого и гладкого льда.

Лед искажает поток воздуха по крылу, уменьшая подъемную силу, негативно влияет на качество крыла и значительно увеличивает сопротивление. Испытания в аэродинамической трубе, а также натурные испытания [2] показали, что ледяные образования (на передней части и верхней поверхности крыла) могут уменьшать подъемную силу до 30% и тягу до 40%. Большие ледяные наросты могут еще более уменьшать подъемную силу и уменьшать тягу до 80% и более. Даже самолет, оборудованный для полета в условиях обледенения, подвержен образованию ледяных наростов на незащищенных поверхностях. Как показали исследования NASA (NASA

TM83564), около 50% общих потерь связано с ледяными наростами, образовавшимися на незащищенных элементах: антеннах, стержнях, откидных створках, управляющих рычагах, фронтальных областях фюзеляжа, ветровых стеклах, дворниках ветрового стекла, распорках крыла, неподвижных посадочных устройствах и т.д.

Гладкий (стекловидный) лед. Возникновение гладкого льда наиболее вероятно в дожде при температурах, близких к 0°C , когда капельки замерзают при попадании на холодную поверхность. Замерзание отдельной капли на поверхности происходит постепенно: из-за высвобождения скрытой теплоты фазового перехода в процессе замерзания часть поверхностных капель успевает растечься по поверхности перед тем, как замерзнуть. Чем медленнее происходит процесс замерзания, тем поток воды больше. Наибольший поток воды наблюдается при температурах около 0°C . Результатом такого растекания являются слои твердого стекловидного льда большой плотности.

Поверхность такого льда гладкая, обычно с волнистостями и выступами. Гладкий лед может изменять аэродинамическую форму профиля и нарушать его эффективность. Если большие куски такого льда будут отламываться, они могут повредить корпус самолета или детали двигателя.

Рыхлый лед образовывается, когда крошечные, переохлажденные жидкие водяные капельки замерзают при контакте с поверхностью, температура которой ниже температуры замерзания. Поскольку капли маленькие, количество воды, остающееся после начала замерзания недостаточное для формирования непрерывного водяного слоя. Результатом такого процесса является смесь крошечных ледяных частиц, образующих довольно ломкую пористую непрозрачную структуру. Рыхлый лед обычно образовывается на передних кромках и может изменять аэродинамические характеристики крыла или воздушного потока в заборнике двигателя. Благодаря низкой плотности и медленной скорости образования, рыхлый лед обычно не приводит к существенному увеличению веса.

Температурный диапазон формирования рыхлого льда находится между 0°C и -40°C , но наиболее часто такой лед появляется при температурах от -10°C до -20°C [3].

Смешанный лед. В облаках обычно встречается смесь капелек воды различных размеров, что приводит к смеси гладкого стекловидного льда (образованного большими каплями) и рыхлого (образованного маленькими каплями). Такой лед называется смешанным или облачным льдом. В большинстве случаев ледяные образования имеют именно такую структуру.

Чистый рыхлый лед встречается в высококучевых облаках, а чистый гладкий лед в низких слоях в дождевых облаках [3].

На рис. 1 и 2 показаны типичные формы образующегося гладкого и рыхлого льда.

Иней образуется, когда влажный воздух вступает в контакт с поверхностью, имеющей температуру около 0°C . Пары воды, прежде чем сконденсироваться в виде жидкости, превращаются в лед и оседают на поверхность в виде инея. Иней может образовываться на поверхности самолета, когда он находится на земле при температурах ниже 0°C с выпадением росы. Иней также может образовываться в полете, когда самолет летит из слоев воздуха с низкой температурой в более теплый влажный воздух – например, при спуске или подъеме через температурную инверсию.

Иней может разрушать гладкий поток воздуха по крылу, стимулируя возмущение потока по верхней поверхности и наиболее опасен при взлете, когда возмущение потока может быть достаточным для препятствования взлету [3].

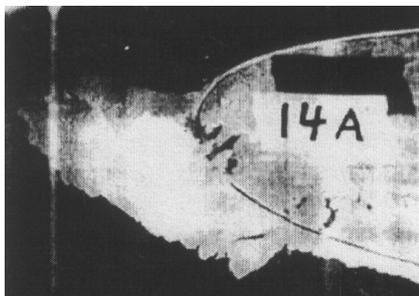
Моделирование обледенения. Обобщая имеющуюся информацию о процессе образования льда, можно сформулировать предположение, что переохлажденные капельки воды, обычно имеющие такую же температуру, как и окружающий воздух вокруг самолета, ударяются о поверхность обтекаемого тела или о лед, который ее покрывает. Степень переохлаждения капелек и условия обтекания про-

филя оказывают влияние на их поведение после удара.

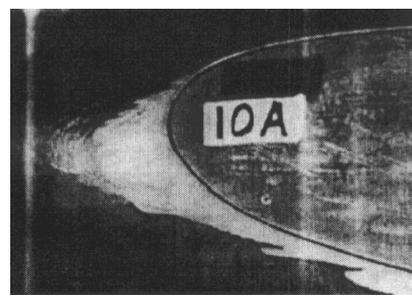
В рамках рассмотренной модели будем полагать, что затвердевание воды, содержащейся в капле, осуществляется в пропорции, определяемой замерзшей долей f , главным образом зависящей от количества высвобождающейся скрытой теплоты фазового перехода, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и льдом. В процессе обледенения на крыле образуются неровности (шероховатость), которые влияют на развитие пограничного слоя, изменяя коэффициент теплообмена с окружающей средой, на коэффициент захвата и на форму ледяных наростов.

Учитывая существование различных типов льда и, используя понятие пропорции затвердевания льда, будем различать: влажный, жидкий и сухой режимы обледенения [10].

Влажный режим отличается температурой поверхности, равной температуре затвердевания воды и пропорцией затвердевания изменяющейся от 0 до 1. Переохлажденные капельки воды, ударяющиеся о поверхность предмета, объединяются, образуя капли на поверхности. Нарастая, капли на поверхности могут начать двигаться, превращаться в ручейки или образовывать пленку. Форма жидкой воды на обтекаемой поверхности зависит главным образом от температуры поверхности и от сил, действующих на каплю.



а



б

Рис. 1. Типичная форма ледяного нароста на крыле [9]:

а - гладкий лед, б - рыхлый лед



а



б

Рис. 2. Два небольшие ледяные образования рыхлого и гладкого льда [3]:

а - гладкий лед (сечение), б - рыхлый лед (сечение)

Модель описывает рост поверхностных капель и движение жидкости в виде пленки. Когда количество воды в контрольном объеме достаточно, чтобы покрыть всю поверхность, совокупность поверхностных капель образует жидкую пленку, меньшая часть которой состоит из тонкого слоя льда.

Рисунок 3 иллюстрирует различные формы и условия, при которых вода может существовать на обтекаемой поверхности во влажном режиме нарастания.

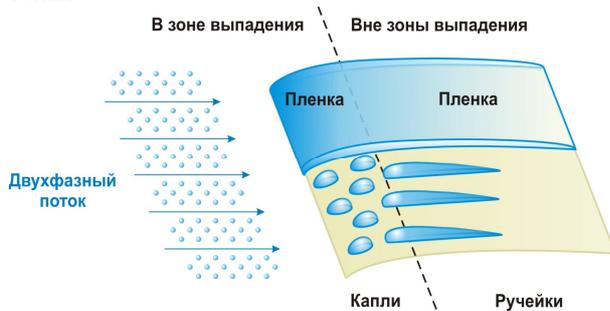


Рис. 3. Состояние воды на поверхности обтекаемого тела

Жидкий режим отличается тем, что температура обтекаемой поверхности выше температуры затвердевания воды и замерзшая доля равна 0. Вода существует на поверхности в виде капель, пленки или ручейков. Лед либо не образуется, либо тает в присутствии пленки воды. Этот режим встречается, например, во время процесса размораживания, когда есть приток тепла образуемого нагревающими элементами.

Сухой режим отличается температурой поверхности ниже температуры затвердевания воды и твердой частью равной 1. Он указывает, что совокупность воды, которая вошла в контрольный объем, была превращена в рыхлый лед. Переохлажденные капельки воды, ударяющиеся о поверхность предмета, образуют капли на поверхности. Эти крупные капли затвердевают прежде, чем достигнут достаточно большого размера, чтобы растечься или быть унесенными внешним потоком.

4. Классификация противообледенительных систем

Типы противообледенительных систем, предназначенных для предотвращения обледенения или удаления образующегося льда можно разделить на [11]: воздушно-тепловые, электротепловые, жидкостные, пневматические.

Воздушно-тепловые системы применяются на многих газотурбинных двигателях в связи с имеющейся возможностью отбора горячего воздуха от этих двигателей, а также вследствие относительной эффективности и надежности этих систем. Горячий

воздух используется для предотвращения обледенения или удаления образующегося льда на коке двигателя, стойках входного направляющего аппарата; кроме того, воздух, отбираемый от двигателя, может использоваться в противообледенительной системе самолета для обогрева передней кромки крыла, механизации крыла, поверхностей оперения, входных участков воздухозаборников двигателей, обтекателей радиолокационных антенн и некоторых приборов. Если двигатели не могут обеспечить требуемых расхода или температуры отбираемого, в противообледенительную систему, воздуха, то применяются системы с отдельными источниками горячего воздуха.

Электротепловые системы служат обычно для удаления образовавшегося льда, а не для предотвращения обледенения, так как последнее при длительной работе требует больших затрат энергии. С целью повышения эффективности при меньшем расходе энергии разработаны и испытаны системы с различными рабочими циклами. Поскольку эти системы потребляют много энергии и менее надежны, чем воздушно-тепловые, они используются только для защиты небольших элементов самолетов, например, лобовых стекол, коков винтов, трубок Пито, датчиков статического давления, радиомачт, входов воздухозаборников, обтекателей радиолокационных антенн и т.п., а в отдельных случаях для защиты горизонтального оперения.

Жидкостные системы, работающие на гликоле, спирте или смеси этих и других химических веществ, предназначены для применения на панелях крыла, лобовых стеклах, воздухозаборниках двигателей и винтах. Разработаны различные методы применения жидкости на защищаемых поверхностях. Для больших поверхностей используются пористые материалы, через которые жидкость подается под давлением. На таких элементах, как лобовые стекла и воздушные винты, используются также разбрызгивающие и распределяющие устройства. Жидкости могут применяться как для удаления образующегося льда, так и для предотвращения обледенения. Ограничение накладывается количеством жидкости, которое может взять самолет. Поскольку поток жидкости регулируется отверстиями малого диаметра, легко подвергающимися засорению, эти системы не нашли широкого применения.

Пневматические системы, состоящие из секций деформируемого протектора, широко применяются на самолетах с поршневыми двигателями и на небольших самолетах с газотурбинными двигателями. Эти протекторы успешно используются для защиты воздухозаборников двигателей, передних кромок крыла и оперения, обтекателей радиолокационных антенн и других поверхностей. При ис-

пользовании пневматических систем для защиты воздухозаборников двигателей и воздушных винтов следует учитывать возможность попадания льда в двигатель, поэтому следует проектировать систему таким образом, чтобы скалывание льда происходило небольшими порциями, не способными отрицательно повлиять на работу двигателя.

Определение эффективности защитных систем – сложный вопрос. Летные испытания, как базовое средство всех авиационных методов, в данном случае не являются исчерпывающим информационным источником, поскольку трудно определить местоположение вызывающих обледенение облаков, а также, принимая во внимание опасность ситуации, значительно сокращается количество приемлемых условий эксперимента для пилота. В результате, для понимания различных механизмов образования льда и борьбы с обледенением эффективнее использовать методы моделирования. Однако экспериментальные методы требуют использования дорогостоящего и сложного оборудования – охлаждаемых высокоскоростных аэродинамических труб, оснащенных системой воспроизводства, вызывающих обледенение, осадков. Кроме того, эксперименты, проводимые в наземных условиях, не могут точно воспроизвести условия обледенения в полете.

В результате, численное моделирование нарастания льда оказывается необходимым для определения вероятности и оценки опасности обледенения в данных микрометеорологических условиях, для понимания роли изменения геометрии профиля крыла, а также для оценки эффективности различных методов размораживания.

5. Методики расчета нарастания льда в полете

В последние годы с целью предсказания формы и оценки воздействия ледяных наростов на аэродинамические характеристики самолетов были разработаны несколько математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях.

Изначально в 1946 году коэффициент захвата влаги на примере цилиндра был изучен Langmuir и Blodgett [12].

Анализируя нарастание льда на вращающемся цилиндре в 1951 году Ludlam [13] выделил сухой и влажный режимы обледенения. Он показал, что интенсивность нарастания льда определяется водностью, температурой и скоростью полета, влияющей на характер стекания воды по профилю. Критическую водность, отделяющую сухой (без жидкой воды на поверхности обледенения) и влажный режимы, называют границей Ludlam. То есть, нарастание

льда осуществляется в сухом режиме, когда водность ниже границы Ludlam и температура поверхности ниже температуры затвердевания воды, и нарастание происходит во влажном режиме, когда водность превышает границу Ludlam, температура поверхности равна температуре затвердевания воды, а излишек воды стекает (или разбрызгивается).

В 1952 году Fraser, Rush и Baxter [14] показали, что при определенных условиях вода не полностью вытекает (или разбрызгивается), а что некоторое количество воды остается запертым в карманах ледяной матрицы и образует губчатый лед.

В 1953 году Messinger [15] получил уравнение сохранения энергии для квазистационарного состояния на вращающемся цилиндре. Из этого уравнения следует, что нарастание должно проходить в термодинамическом равновесии, и, что сумма всех тепловых потоков ничтожна.

В 1979 году Lozowski [16] и др. разработали термодинамическую модель процесса нарастания льда на неподвижном цилиндре, на который выпадают переохлажденные капельки воды. Используя уравнение энергии, основанное на подходе Messinger, они разработали численную модель нарастания льда, дающую возможность предсказать и оценить аэродинамические потери. В этой модели были учтены: смешанный режим нарастания; стекание воды по обтекаемой поверхности; теплопроводность и конвекция внутри пограничного слоя; скрытая теплота испарения, конденсации влаги и сублимации; теплопроводность льда и цилиндра; скрытая теплота замерзания; аэродинамический нагрев, вызванный адиабатическим сжатием воздуха в пограничном слое и кинетическая энергия переохлажденных капелек, падающих на цилиндр. Результаты разработанной численной модели были сравнены с экспериментальными данными, полученными Stallabrass [17] в 1957 году и Macklin [18] в 1961 году.

С 1980 года математические модели постоянно совершенствовались. Различные группы исследователей во всем мире разрабатывали двухмерные модели обледенения крыла в сухих и влажных режимах:

- LEWICE 2D (США), Wright [4];
- ONERA (ФРАНЦИЯ), Gent [19];
- TRAJICE2D (ОБЪЕДИНЕННОЕ КОРОЛЕВСТВО), Guffond [20];
- CANICE (Канада), Paraschivoiu и др. [21];
- CIRA (Италия), Mingione и Brandi [22];
- 2DFOIL-ICE, Dillingham [23].

Большинство выше перечисленных моделей были усовершенствованы или дорабатываются для моделирования образования льда в трехмерной постановке. Например: FENSAP-ICE 3D, университет

MCGILL, КАНАДА, [24]; CANICE описывает движение границы льда на основе метода биссектрис, предложенного Руюо и др. [25].

Последние усовершенствования программных продуктов численного моделирования включают:

- расчет аэродинамического потока, основанный на методе щитов в двухмерной постановке [4, 19, 21, 22] или на уравнениях Навье-Стокса в двух- и трехмерных постановках [20, 24];

- анализ траекторий переохлажденных капелек, позволяющих определить коэффициент захвата выпадающей влаги на сложных геометрических формах, которые обычно основываются на методе Лагранжа [4, 19, 20, 21, 22] или на методе Эйлера [24];

- расчет пограничного слоя, учитывающего шероховатость поверхности, вызванную присутствием ледяной корки, при расчете коэффициента теплообмена [26, 27];

- определение термодинамики затвердевания, позволяющей рассчитать скорость нарастания льда ([15, 16] и др.);

- геометрический модуль, который описывает движение границы льда, на основе траекторий капелек воды в сухом режиме или по методу, основанному на определении нормали к поверхности, в сухом и влажном режимах [4, 19, 25],

- дискретизация времени, для улучшения описания геометрии и повышения точности расчета местных коэффициентов тепло- и массообмена ([17] и др.).

Главные отличия между программами, не включая FENSAP-ICE, заключаются в расчете аэродинамического потока и эволюции во времени. Программы, основанные на методе щитов для расчета потенциального потока, не могут определять точки отрыва потока, поэтому они дают менее точные результаты по сравнению с программами, основанными на уравнениях Навье-Стокса, однако они позволяют получить решение намного быстрее.

Большинство моделей учитывает только поток воды в виде пленки, основываясь на модели, развитой Al-Khalil [28, 29] и др. Это предположение не учитывает, что вода может находиться на поверхности в различных состояниях, определяемых действием аэродинамической, гравитационной сил, а также поверхностным натяжением. В программе LEWICE (Wright [4]) учитывается поверхностное натяжение, что позволяет оценить количество воды, которое остается запертым на поверхности, основываясь на числе Вебера.

Такие параметры как шероховатость поверхности, плотность льда, остаточное количество жидкой воды, а также процессы вырывания капелек воды наружу и стекания воды вдоль обтекаемой поверхности в настоящее время изучены недостаточно и их

учитывают, используя эмпирические соотношения. В частности, Ruff, Shin и Bond [30] были получены соотношения для оценки шероховатости поверхности, Olsen и Walker [31] – для описания процессов вырывания и разбрызгивания капелек и Jones [32] – для определения плотности льда. Эти соотношения были получены для условий обледенения крыльев и других частей фюзеляжа самолета, однако они мало применимы к лопаткам авиационных двигателей в соответствии с условиями эксплуатации (скорость, высота, угол атаки) и метеорологическими условиями (водность и средний по объему диаметр капелек воды), которые сильно отличаются.

Также исследования, проведенные в последнее время, позволили лучше изучить шероховатость поверхности льда и физику жидкой фазы:

- в работе [33] изучена мера и распределение шероховатости на поверхности льда, и показано, что эмпирическое соотношение [27] не является адекватным, когда поверхность покрыта пленкой воды;

- исследования [28, 29] позволяют аналитически описать образование и движение пленки и ручейков на поверхности;

- в работе [34] показано, что поверхностное натяжение является основным фактором, влияющим на образование капель на поверхности крыла;

- лучше изучено поведение жидкой фазы на поверхности крыла [7, 10].

Эти работы позволяют использовать термодинамическую модель, в которой жидкая фаза и шероховатость задаются с помощью физических параметров, а не эмпирическими соотношениями.

6. Модели для описания потока воздуха и переохлажденных капель воды, намерзания льда

В механике многофазных сред выделяются четыре основные группы моделей. Это – чисто феноменологические модели, феноменологические модели с включением элементов статистики, статистические модели, содержащие элементы механики сплошной среды, чисто статистические модели, основанные на введении функций распределения как для частиц, так и для молекул газа и получении соответствующих кинетических уравнений [35, 36]. При решении прикладных задач чаще всего используются феноменологические модели многофазных сред.

В работах [37, 38, 39, 40] проанализированы и реализованы основные подходы к расчету набегающего влажного потока:

- модель взаимопроникающих континуумов, предложенная Х.А. Рахматулиным [41, 42, 43];

- гомогенная модель обтекания с учетом обмена массой, импульсом и энергией между фазами, была рассмотрена в [44, 45].

Авторами статьи разработаны методики расчета образования пленки, ее замерзания и изменения формы обтекаемой поверхности.

Выводы

Выполнен анализ основных моделей и методов исследования обледенения аэродинамических поверхностей. Рассмотрены метеорологические параметры при обледенении, типы облаков, типы льда и его влияние на полетные характеристики. Приведена классификация противообледенительных систем.

Направлением дальнейших исследований обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов будет учет особенностей обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на профиле (капельки, ручейки, пленка), режима нарастания льда (сухой, влажный, смешанный), изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток.

Литература

1. Мецьякова, Т.П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов [Текст] / Т.П. Мецьякова. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
2. Aircraft Icing Handbook [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.google.com.ua/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CDUQFjAA&url=http%3A%2F%2Fwww.caa.govt.nz%2Fsafety_info%2FGAPs%2FAircraft_Icing_Handbook.pdf&ei=QSXLUK23KqS14gSD84DgBw&usq=AFQjCNG2pjNhtMr2Ni168oboFtPUh1NwA&sig2=y4e3cohE5RIshHw9UneLGg&bvm=bv.1355325884.d.bGE&cad=rja. – 12.07.2012 г.
3. Ice Accretion Simulation, AGARD-AR-344. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/AGARD/AR/AGARD-AR-344/AGARDAR344.pdf>. – 12.07.2012 г.
4. Wright, W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6, National Aeronautical and Space Administration (NASA) [Text] / W.B. Wright. – Contractor Report. – May, 1995. – 95 p.
5. Pueyo, A. Improvements to the Ice Accretion Code CANICE [Text] / A. Pueyo, D. Chocron, F. Kafyeke // Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI), Aerodynamic Symposium, Toronto, Canada, April 2001. – 9 p.
6. Beads and Rivulets Modelling in Ice Accretion on a Wing [Text] / P. Louchez, G. Fortin, G. Mingione, V. Brandi // 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada. – 1998. – 10 p.
7. Fortin, G. Prediction of ice shapes on NACA0012 2D airfoil [Электронный ресурс] / G. Fortin, J. Laforte, A. Beisswenger. – Режим доступа: – <http://www.uqac.ca/amil/en/publications/papers/SAE-GDCE-2003-03FAAID-30.pdf>. – 12.07.2012 г.
8. Механика многофазных сред [Текст] / А.Н. Крайко, Р.И. Нигматулин, В.К. Старков, Л.Е. Стернин // Итоги науки и техники. Гидромеханика. – М.: ВИНТИ, 1972, Т.6. – С. 93–174.
9. Aircraft Icing / AGARD-AR-127. – 1978. – 300 p.
10. New roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing [Электронный ресурс] / Guy Fortin, Du Québec Université etc. // Journal of aircraft. – 2003. – Vol. 40, No. 5. – Режим доступа: http://www.researchgate.net/publication/228492734_New_roughness_computation_method_and_geometric_accretion_model_for_airfoil_icing. – 12.07.2012 г.
11. Рекомендательный циркуляр РЦ-АПЗ3.68,33.77, Определение соответствия двигателя требованиям АП-33 по работоспособности в условиях обледенения и при попадании в двигатель льда. – М.: ОАО "Авиаиздат", 2003. – 120 с.
12. Langmuir, I. A mathematical investigation of water droplet trajectories [Text] / I. Langmuir, K.B. Blodgett. – Program Press 196, Report No. RL-224. – Vol. 10. – 1945. – P. 348-355.
13. Ludlam, F.H. The heat economy of a rimed cylinder [Text] / F.H. Ludlam // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. – 1951. – Vol. 77, №1 – P. 663-666.
14. Fraser, D. Thermodynamic limitations of ice accretion instruments [Text] / D. Fraser, C. K. Rush, D. Baxter // National Aeronautical Establishment (NAE), Laboratory Report LR-32, National Research Council (NRC). – Ottawa, Canada, 1952. – P. 12.
15. Messinger, B.L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed [Text] / B.L. Messinger // Journal of the Aeronautical Sciences. – 1953 – vol. 20, №1. – P. 29-42.
16. Lozowski, F.H. The icing of an unheated non-rotating cylinder in liquid water droplet-ice crystal clouds [Text] / F.H. Lozowski, J.R. Stallabras, P.F. Hearty // National Research Council (NRC – Laboratory report №LTR-LT-96), 1979. – P. 66.
17. Stallabras, J.R. Icing flight of a bell HTL-4 helicopter [Text] / J.R. Stallabras // National Aeronautical Establishment (NAE), Laboratory Report №LR-197, National Research Council (NRC). – Ottawa, Canada, 1957. – P. 14.
18. Macklin, W.C. Accretion in mixed clouds [Text] / W.C. Macklin // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. – 1961. – vol. 87, №1. – P. 413-424.
19. Gent, R.W. Trajice2 - a combined water droplet and ice accretion prediction program for

aerofoil [Text] / R.W. Gent // Royal Aerospace Establishment (RAE). – Farnborough, Hampshire, Technical Report Number TR90054, 1990. – 83 p.

20. Guffond, D. Overview of Icing Research at ONERA, Advisory Group for Aerospace Research and Development/Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety [Text] / D. Guffond, T. Hedde, R. Henry // Actual Problems of Aircraft Development. – Zhukovsky, Russia –1993. – 7 p.

21. Ice accretion on Aircraft Wings with Thermodynamic Effects [Text] / P. Tran, M.T. Brahim, I. Paraschivoiu, A. Pueyo, F. Tezok // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA-1994-0605, 1994. – 9 p.

22. Mingione, G. Ice Accretion Prediction on Multielements Airfoils [Электронный ресурс] / G. Mingione, V. Brandi // Journal of Aircraft. – Резюме документа: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/2.2290?journalCode=ja>. – 12.07.2012 г.

23. Dillingh, J.E. Accumulation of Ice Accretion on Airfoils during Flight [Text] / J.E. Dillingh, H.W.M. Hoesmakers // Federal Aviation Administration In-flight Icing and Aircraft Ground De-icing, Conference, Chicago, Illinois. – 2003. – 13 p.

24. Beaugendre, H. ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-Flight Ice Accretion Module [Text] / H. Beaugendre, F. Morency, W.G. Habashi // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA 2002. – N0385. – 20 p.

25. Pueyo, A. Improvements to the Ice Accretion Code CANICE [Text] / A. Pueyo, D. Chocron, F. Kafyeke // Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI), Aerodynamic Symposium. – Toronto, Canada, 2001. – 9 p.

26. Cebeci, T. Physical and Computational Aspects of Convective Heat Transfer [Text] / T. Cebeci, P. Bradshaw. – New York, 1984. – P. 165-201.

27. Prediction of Ice Shapes and their Effect on Airfoil Performance [Text] / J. Shin, B. Berkowitz, H. Chen, T. Cebeci // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1991. – Paper 91-0264. – 20 p.

28. Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-Icing Systems [Text] / K.M. Al-Khalil, T.G. Keith, Jr. De Witt, J.K. Nathman, D.A. Dietrich // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 27th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 89-0759, Reno, Nevada – 1989 – 9 p.

29. Al-Khalil, K.M. Development of an Anti-Icing Runback Model [Text] / K.M. Al-Khalil, T.G. Keith, K.J. De Witt // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 29th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-91-0266. – Reno, Nevada, 1991. – 12 p.

30. Shin, J. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil [Text] / J. Shin, T. Bond // National Aeronautics and Space Administration (NASA), Technical Memorandum. – 1992. – № 105743. – 10 p.

31. Olsen, W. Experimental Evidence for Modifying the Current Physical Model for Ice Accretion on Aircraft Surfaces [Text] / W. Olsen, E. Walker // NASA Technical Memorandum №87184. – 1986. – 47 p.

32. Jones, K.F. The Density of Natural Ice Accretions, Fourth International Conference on Atmospheric Icing of Structure [Text] / K.F. Jones // E. D. F. – 1998. – Vol. 77, №1. – P. 114-118.

33. Shin, J. Characteristics of Surface Roughness Associated With Leading Edge Ice Accretion [Text] / J. Shin // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA Paper, 1994. – № 0799. – 16 p.

34. Hansman, Jr.R.J. Investigation of Surface Water Behavior During Glace Ice Accretion [Text] / Jr.R.J. Hansman, S.R. Turnock // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 26th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA Paper. – 1988. – № 0015. – 10 p.

35. Нигматулин, Р.И. Динамика многофазных сред [Текст] / Р.И. Нигматулин. – М.: Наука, 1987. – Т. 1, 2. – 464 с.

36. Дейч, М.Е. Газодинамика двухфазных сред [Текст] / М.Е. Дейч, Г.А. Филиппов. – М.: Энергия, 1968. – 424 с.

37. Приходько, А.А. Численное моделирование обтекания цилиндра трансзвуковым парогозовым потоком [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. – 2003. – Вип. 7, Т.1. – С. 55-66.

38. Prykhodko, O.A. Numerical modelling of icing processes [Text] / O.A. Prykhodko, S.V. Alekseenko // GAMM 2005. Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik. 76th Annual Scientific Conference Luxembourg, 2005, March 28 - April 1. – P. 257.

39. Приходько, А.А. Математическое моделирование процессов теплообмена при обледенении аэродинамических профилей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Теплообмен-2008. ММФ-VI. – Т.1. – Конвективный теплообмен. Минск: АНХ «ИТМО им А.В. Лыкова» НАНБ. – 2008. – С. 1-10.

40. Приходько, А.А. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Доклады двенадцатой международной школы-семинара "Модели и методы аэродинамики", Евпатория. – М.: Изд. ЦАГИ, 2012. – С. 177-178.

41. Рахматулин, Х.А. Основы газодинамики взаимопроникающих движений сжимаемых сред [Текст] / Х.А. Рахматулин // Прикл. мат. и механика. – 1956. – Вып. 20, № 3. – С. 184-195.

42. Седов, Л.И. Механика сплошной среды [Текст] / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1983. – Т. 1. – 528 с.; Т. 2. – 560 с.

43. Нигматулин, Р.И. Динамика многофазных сред [Текст] / Р.И. Нигматулин. – М.: Наука, 1987. – Т. 1, 2 – 464 с.

44. Дейч, М.Е. *Техническая газодинамика* [Текст] / М.Е. Дейч. – М.: Энергия, 1974. – 592 с.

45. Френкель, Я.И. *Кинетическая теория жидкостей* [Текст] / Я.И. Френкель. – Л.: Наука, 1975. – 592 с.

Поступила в редакцию 12.07.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теплоэнергетики В.А. Габринец, Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта, г. Днепропетровск.

ОБМЕРЗАНИЯ АЭРОДИНАМИЧНИХ ПОВЕРХОНЬ: УМОВИ ВИНІКАННЯ ТА МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ

О.А. Приходько, С.В. Алексеенко

Проаналізовано основні моделі та методи дослідження процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь та їх вплив на польотні характеристики. Наведено класифікацію протиобмерзних систем. Розглянуто відповідні моделі і методики розрахунку наростання льоду в польоті. Представлено результати розрахунків випадіння вологи на поверхню циліндра за допомогою моделі взаємопроникних середовищ на базі авторських моделей, методів та алгоритмів. Напрямоком подальших досліджень обмерзання аеродинамічних поверхонь літальних апаратів буде врахування особливостей обтікання тіл двофазним вузьким стисливим потоком з урахуванням взаємодії несучої і рідкої фаз, зміни геометрії обтічного тіла і впливу цієї зміни на зовнішній потік.

Ключові слова: умови виникнення обмерзання, повітряно-крапельний потік, випадіння вологи на обтічну поверхню, обмерзання аеродинамічних поверхонь.

ICE ACCRETION: ICING CONDITIONS AND CALCULATION PROCEDURES

O.A. Prykhodko, S.V. Alekseyenko

Analyzed the main models and methods processes airfoil icing, meteorological parameters with icing, types of clouds, types of ice and its effect on the flight characteristics. A classification of anti-icing systems. Considered appropriate models and methods for calculating the growth of ice in the air. The results of calculating loss of moisture on the surface of the cylinder c using a model based on interpenetrating media copyright models, methods and algorithms. Future research airfoil icing aircraft will account of the special two-phase flow of bodies viscous compressible flows with the interaction of carrier and liquid phases, changing the geometry of the body and the impact of this change on the external flow.

Keywords: ice conditions, air-droplet stream, fall of moisture on the streamlined surface, ice accretion, icing of airfoils.

Приходько Александр Анатольевич - д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: raadr@mail.ru.

Алексеенко Сергей Викторович – старший преподаватель кафедры технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: alexeyenko_sv@ukr.net.