

## ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ОТ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Алексеев С. В., Юшкевич О. П.

### 1. Введение

Проблема обледенения летательных аппаратов в неблагоприятных метеоусловиях является одной из ключевых при обеспечении безопасности полетов. Переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев, лопастей, на элементы оперения самолетов, вертолетов, беспилотных и других летательных аппаратов, воздухозаборники, детали авиационных двигателей. При этом существенно изменяются структура течения, аэродинамические характеристики и эксплуатационные свойства летательного аппарата.

Разработка систем защиты от обледенения и определение их эффективности является сложной проблемой, помимо надежности, к таким системам предъявляются жесткие требования по занимаемому объему, весу и энергопотреблению. Системы защиты от обледенения можно разделить по характеру работы на:

- противообледенительные – системы удаления уже образовавшегося льда, как правило, циклического действия;
- антиобледенительные – которые в принципе не допускают появление льда;
- по принципу действия на: механические – пневматические, электроимпульсные, ультразвуковые, гидрофобные покрытия;
- физико-химические – жидкостные, тепловые (воздушно-тепловые, электро-тепловые).

При этом тепловая антиобледенительная система может работать в режимах полного, когда испаряется вся выпадающая влага, и неполного испарения, когда выпадающая влага в жидком состоянии стекает вдоль обтекаемой поверхности.

Снижение энергетических затрат при работе противообледенительных систем может быть достигнуто путем более точного определения оптимальной длительности цикла сработки системы при обеспечении приемлемого уровня негативного влияния на летательный аппарат образующегося межциклического льда. При работе тепловой антиобледенительной системы энергетические затраты могут быть снижены за счет точного определения коэффициента конвективного теплообмена вдоль обтекаемой шероховатой поверхности. С одной стороны, он оказывает доминирующее влияние на тепло- и массообмен на обледеневающей поверхности и, по сути, определяет форму образующихся ледяных наростов. С другой стороны, коэффициент конвективного теплообмена играет ключевую роль в определении достаточных локальных

тепловых потоков, которые необходимо подводить к каждому элементу защищаемой поверхности [1].

При решении этой задачи одним из эффективных инструментов исследования процессов обледенения являются методы численного моделирования, позволяющие получить данные о распределении параметров воздушно-капельного потока вдоль обтекаемой обледеневающей поверхности. Это позволит определить, в каких местах летательного аппарата и какой формы в течение заданного временного интервала будут образовываться ледяные наросты, и как эти наросты будут влиять на летательный аппарат.

Поэтому актуальным является исследование процессов гидроаэродинамики и тепломассопереноса, происходящих при обледенении летательных аппаратов.

## **2. Объект исследования и его технологический аудит**

*Объект исследования* – процессы гидроаэродинамики и тепломассопереноса, происходящие при обледенении летательных аппаратов во время полета в неблагоприятных метеорологических условиях, а также системы защиты от обледенения.

Наледь, образующаяся на аэродинамических поверхностях летательных аппаратов может по-разному влиять на свойства характеристики управляемости в зависимости от местоположения, количества и типа льда. Однако наиболее общими явлениями, вызванными обледенением, можно назвать уменьшение подъемной силы и угла срыва потока на крыле, на элементах хвостового оперения, потерю продольной устойчивости и управляемости самолета в целом. Кроме того, образующийся ледяной слой разрушает структуру течения, вызывает потерю тяги, рост турбулентного следа, приводит к увеличению веса.

Разработка систем защиты от обледенения и определение их эффективности является очень сложной проблемой. Летные испытания, хотя и являясь наиболее достоверным средством исследований, обладают некоторыми существенными недостатками. Помимо их чрезвычайно высокой стоимости, в данном случае не являются исчерпывающим и достаточно информативным инструментом. С одной стороны, существуют сложности с определением местоположения условий обледенения и обеспечением повторяемости условий эксперимента, а с другой стороны, принимая во внимание опасность ситуации, значительно сужается диапазон приемлемых условий эксперимента. Поэтому, для понимания различных механизмов образования льда, степени его влияния на аэродинамику и управляемость самолета и борьбы с обледенением эффективнее использовать методы моделирования. Однако экспериментальные методы также требуют использования дорогостоящего и сложного оборудования – охлаждаемых высокоскоростных аэродинамических труб, оснащенных системой воспроизводства вызывающих обледенение осадков, не дают полного представления о распределении параметров в исследуемой области. Эксперименты, проводимые в наземных условиях, не могут точно воспроизвести условия обледенения в полете, требуют использования масштабных моделей.

В результате, в современных условиях возникает необходимость в применении методов численного моделирования, которые позволят:

- сократить время и стоимость разработки систем защиты от обледенения;
- создать инструмент оценки эффективности систем защиты от обледенения;
- улучшить понимание особенностей влияния изменения геометрии аэродинамических поверхностей, вследствие образования ледяных наростов, на картину течения.

И, таким образом, создать более совершенные системы защиты от обледенения.

При этом одним из проблемных мест при разработке систем защиты от обледенения является минимизация их энергопотребления при обеспечении безопасности полетов.

### **3. Цель и задачи исследования**

*Целью работы* является анализ, с помощью разработанного программно-методического обеспечения, основных физических процессов, происходящих при затвердевании переохлажденной воды, выпадающей на обтекаемую поверхность, и их влияния на форму образующейся наледи.

Для достижения поставленной цели необходимо выполнить такие задачи:

1. Разработать методику, позволяющую моделировать процессы обледенения летательных аппаратов при полете в неблагоприятных метеорологических условиях, а также оценивать влияние наростов льда на аэродинамические характеристики.

2. Создать модель, позволяющую, при расчете внешнего потока, учитывать шероховатость обтекаемой поверхности и вычислять тепловые потоки в области ледяных образований по найденному температурному полю.

### **4. Исследование существующих решений проблемы**

С целью предсказания формы и оценки воздействия ледяных наростов на аэродинамические характеристики летательных аппаратов был разработан ряд математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях. При этом наиболее известными являются:

- LEWICE 2D (США) [2];
- ONERA (Франция) [3];
- TRAJICE2D (Великобритания) [4];
- CANICE (Канада) [5];
- CIRA (Италия) [6];
- 2DFOIL-ICE (Нидерланды) [7].

В которых внешний воздушно-капельный поток описывается с помощью уравнений потенциала и траекторной модели, а описание процесса нарастания льда основано на подходе, предложенном в 1953 году [8], с использованием полуэмпирических зависимостей. Такие методики имеют ограниченное применение в случае достаточно больших скоростей и сложных форм ледяных наростов (из-за наличия локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления). А также конфигураций с мультителами, пренебрегают предысторией потока, не позволяют оценивать влияние образовавшихся

шероховатых наростов льда на аэродинамические характеристики профиля. Имеют ограниченное применение при переходе к задачам в трехмерной постановке, содержат некоторые противоречия при описании физической картины и, соответственно, термодинамики процесса нарастания льда.

При этом такие параметры как шероховатость поверхности, плотность льда, остаточное количество жидкой воды в настоящее время изучены недостаточно и их учитывают, используя эмпирические соотношения. В частности, в [9] были получены соотношения для оценки шероховатости поверхности. В [10] – для описания процессов вырывания и разбрызгивания капелек. А в [11] – для определения плотности льда.

Необходимо также отметить, что использование перечисленных программных продуктов может быть полностью ограничено за пределами страны-разработчика, либо предполагает принятие лицензионных условий, содержащих ограничения для использования в других странах последних версий продукта.

Таким образом, результаты литературного анализа позволяют сделать вывод о том, что для обеспечения безопасности полетов разрабатываемых летательных аппаратов в неблагоприятных метеоусловиях является перспективной проблемой развития численных методик и моделей, которые бы:

- позволяли для заданной конструкции летательного аппарата оценивать опасность полета в заданных метеорологических условиях;
- могли быть использованы при разработке систем защиты от обледенения;
- позволяли находить пути сокращения энергетических затрат при работе таких систем.

## **5. Методы исследований**

Ледяные наросты на аэродинамических поверхностях летательных аппаратов могут образовываться во время полета в неблагоприятных метеорологических условиях при неактивной системе защиты от обледенения, либо в течение цикла ее сработки. Наиболее чувствительными к обледенению, с точки зрения влияния на летательный аппарат, являются передние края крыльев, управляющие поверхности, элементы хвостового оперения.

В зависимости от параметров набегающего воздушно-капельного потока на обтекаемой поверхности может образоваться рыхлый, стекловидный либо смешанный лед. Это определяется количеством выделяющейся скрытой теплоты затвердевания, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и обтекаемой поверхностью, либо уже существующим льдом.

Рыхлый лед, как правило, формирует гладкие наросты хорошо обтекаемой формы, оказывающие не столь значительное негативное влияние на аэродинамические характеристики. Стекловидному льду обычно присуща рогаобразная форма наростов с возможным образованием «перьевых» образований за выступами ниже по потоку. При этом форма рога может быть охарактеризована его высотой, углом, который он образует с линией хорды, и местоположением вдоль поверхности профиля. Рогаобразные наросты могут формироваться как на верхней, так и на нижней части профиля, значительно

изменяя структуру течения, вплоть до критически негативного влияния на аэродинамику крыльев.

На основании данных, полученных в результате проведения экспериментов [12, 13], полагаем, что основными механизмами перемещения незамерзшей жидкости вдоль обтекаемой поверхности являются:

– при температуре, близкой к температуре фазового перехода, и достаточно высокой водности вода может принимать форму несплошной пленки, обтекающей «бугорки» льда, и перемещаться под действием аэродинамической силы;

– при более низкой температуре и водности, в области торможения, в дальней области ледяных образований вода перемещается посредством разбрызгивания с последующим «подхватыванием» отсочивших капелек внешним потоком и их «вторичным» выпадением;

– «перепрыгиванием» и «выплескиванием» в результате столкновения переохлажденных капель с обледеневающей поверхностью.

При расчете внешнего воздушно-капельного потока воздуха, содержащего переохлажденные капли воды, в работе использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса в векторно-интегральной форме:

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{1}{S} \int_L [F_n(q) - F_{vn}(q)] dl = H, \quad (1)$$

где  $q$ ,  $F_n(q)$ ,  $F_{vn}(q)$  – векторы независимых переменных, невязких и вязких потоков;  $H$  – вектор, описывающий межфазное взаимодействие.

При моделировании турбулентности применена однопараметрическая дифференциальная модель *Spalart-Allmaras* [14] с коррекцией для шероховатой стенки [15].

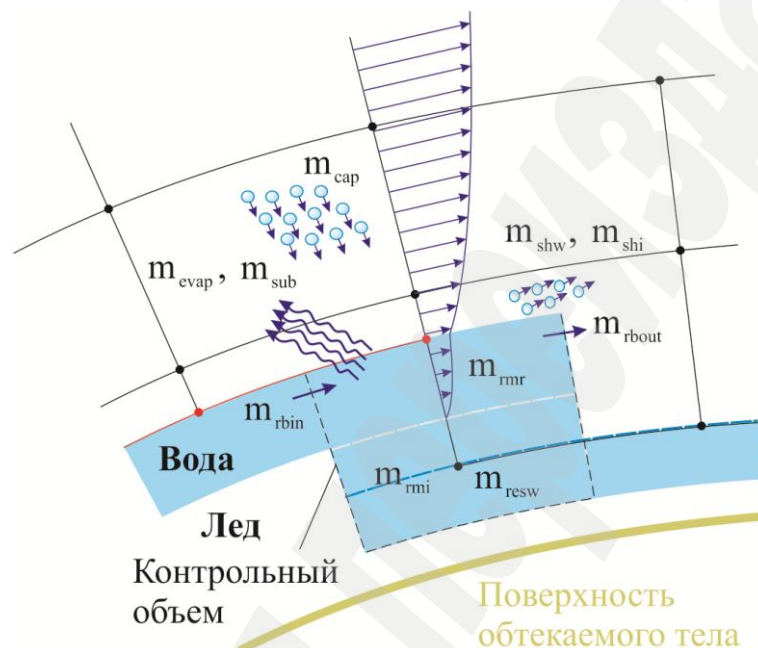
Дискретизация осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса выполнена с помощью неявного конечно-объемного метода. Для вычисления конвективных слагаемых использована схема *Roe* [16]. Вязкие слагаемые аппроксимируются по трехточечному шаблону со вторым порядком точности. Блочная матричная система алгебраических уравнений решается итерационным алгоритмом Гаусса-Зейделя.

Моделирование нарастания льда выполняется итерациями с приращениями по времени в условиях, определяемых параметрами атмосферы. Математическая модель, описывающая движение переохлажденных капель, позволяет вычислить поток влаги, выпадающей на обтекаемую поверхность. Затем на каждом шаге по времени на основе термодинамической модели нарастания льда определяется форма существования влаги, рассчитывается толщина слоя накопленного льда и шероховатость поверхности. При этом процесс моделирования нарастания льда осуществляется на макро- и микроуровнях.

Для описания термодинамических процессов фазовых превращений воды, выпавшей в виде переохлажденных капель на обтекаемую поверхность, использован метод поверхностных контрольных объемов [17–19]. Уравнения баланса массы и энергии для контрольного объема можно получить на основе законов сохранения

массы, энергии и количества движения (рис. 1). Внешние тепловые и массовые потоки, входящие в уравнения баланса массы и энергии, определяются непосредственно из решения системы уравнений, описывающих воздушно-капельный поток. При этом были сделаны следующие основные допущения:

- физические превращения в поверхностном контрольном объеме в пределах шага по времени происходят мгновенно;
- процессы гидродинамики в пределах временного шага считаются квазистационарными;
- замерзание жидкости на поверхности происходит со стороны обтекаемого тела.



**Рис. 1.** Схема потоков массы в контрольном объеме

*Уравнение баланса массы.* Рассмотрим контрольный объем (рис. 1), расположенный на поверхности обтекаемого тела [20, 21]. Масса входящей в контрольный объем воды за рассматриваемый промежуток времени состоит из суммы трех масс воды в жидком состоянии:

- 1) массы влетающей воды из внешнего потока в виде переохлажденных капелек  $m_{cap}$ ;
- 2) массы втекающей воды из предыдущего контрольного объема  $m_{rbin}$ ;
- 3) массы оставшейся жидкой воды из предыдущего шага по времени  $m_{resw}$ :

$$m_{in} = m_{cap} + m_{rbin} + m_{resw}. \quad (2)$$

Масса влетающей из внешнего потока воды – часть переохлажденных капелек воды, находящихся во внешнем потоке воздуха, которые ударяются о предмет. В случае применения двухфазной модели:

$$m_{cap} = \rho_j \cdot U_{jn} \cdot \Delta b \cdot \Delta s \cdot \Delta t_{acc}, \quad (3)$$

где  $\rho_j$  – концентрация частиц у поверхности тела;  $U_{jn}$  – нормальная к обтекаемой поверхности составляющая скорости второй фазы;  $\Delta b$ ,  $\Delta s$  – ширина и длина контрольного объема;  $\Delta t_{acc}$  – шаг по времени нарастания льда.

Масса втекающей воды  $m_{rbin}$  – часть массы жидкой воды  $m_{rbout}$  из предыдущего контрольного объема, обозначенного индексом  $i-1$ , которую вовлекает в текущий контрольный объем, обозначенный индексом  $i$ , внешний поток:

$$m_{rbin(i)} = m_{rbout(i-1)}. \quad (4)$$

Масса оставшейся воды равна массе остаточной жидкой воды  $m_{rmw}$ , рассчитывающейся в контрольном объеме на предыдущем шаге по времени:

$$m_{resw}^t = m_{rmw}^{t-\Delta t}. \quad (5)$$

С другой стороны, масса воды  $m_{in}$ , входящей в контрольный объем, расходуется на массу выбывающей воды  $m_{out}$ , массу остаточной воды  $m_{rmw}$  и массу остаточного льда  $m_{rmi}$ :

$$m_{in} = m_{out} + m_{rmw} + m_{rmi}. \quad (6)$$

Масса выбывающей воды – масса воды в твердой фазе, в виде жидкости или пара, которая покидает контрольный объем и состоит из пяти составляющих:

- 1) массы сублимированного льда  $m_{sub}$ ;
- 2) массы испаренной воды  $m_{evap}$ ;
- 3) массы вытекающей жидкой воды  $m_{rbout}$ ;
- 4) массы вырванной потоком жидкой воды  $m_{shw}$ ;
- 5) массы вырванного потоком льда  $m_{shi}$ ;

$$m_{out} = m_{sub} + m_{evap} + m_{rbout} + m_{shw} + m_{shi}. \quad (7)$$

Масса сублимированного льда и масса испаренной воды – части ледяной массы и массы жидкой воды, которые испаряются в воздух под воздействием перепада температур в пограничном слое. Масса вытекающей жидкой воды – часть массы жидкой воды, находящейся в контрольном объеме, которая переходит в следующий контрольный объем. Масса вырванной жидкой воды – часть массы жидкой воды, находящейся внутри контрольного объема, которая выбрасывается в воздух под действием касательных напряжений, вызванных набегающим потоком. Она может быть определена по числу Вебера, используя эмпирическое соотношение [2]. При наличии срыва потока, что определяется из расчета внешнего сжимаемого вязкого потока с применением модели турбулентности *Spalart-Allmaras*, будем считать, что вся незамерзшая вода,

вытекающая из предыдущего контрольного объема, разбрызгивается и уносится внешним потоком.

Масса вырванного льда – часть ледяной массы, находящейся в контрольном объеме, которая выброшена в воздух вследствие отрыва кристаллов льда под действием аэродинамической силы [21].

*Уравнение теплового баланса.* Из уравнения сохранения энергии для контрольного объема можно получить уравнение теплового баланса, имеющее вид [19, 20]:

$$Q_f + Q_{ss} + Q_{sub} + Q_{evap} + Q_{adh} + Q_{kin} + Q_{cd} + Q_{cv} + Q_{rad} = 0, \quad (8)$$

где  $Q_f$  – скрытая теплота затвердевания;  $Q_{sub}$  – скрытая теплота сублимации;  $Q_{evap}$  – скрытая теплота испарения;  $Q_{ss}$  – внутренняя теплота;  $Q_{cv}$  – теплообмен конвекцией;  $Q_{cd}$  – теплообмен проводимостью;  $Q_{rad}$  – теплообмен излучением;  $Q_{adh}$  – теплота аэродинамического нагрева;  $Q_{kin}$  – теплота кинетического нагрева.

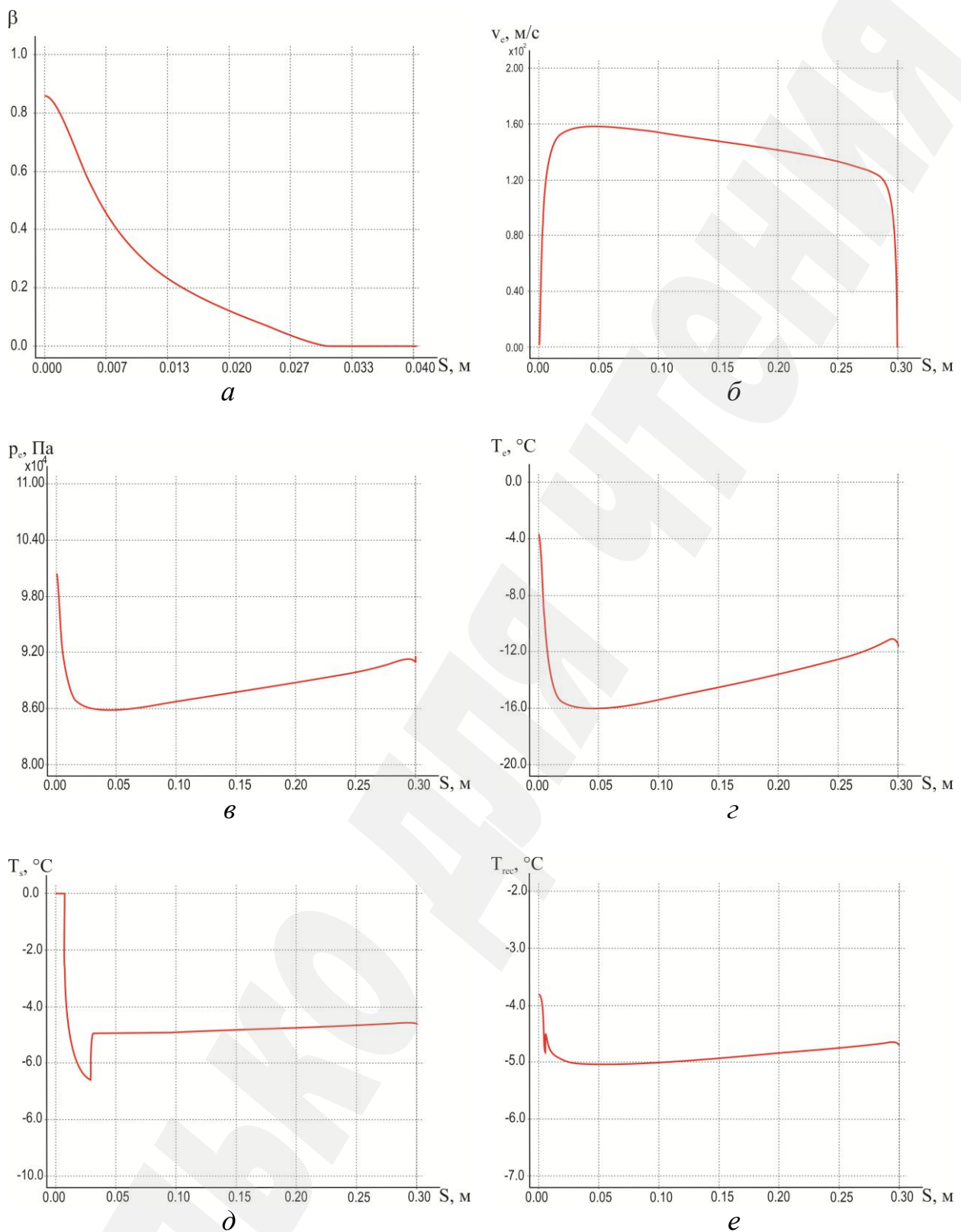
На основе массового и теплового балансов вычисляем замерзшую долю  $f$  воды, проходящей через контрольный объем за время  $\Delta t_{acc}$ .

## 6. Результаты исследования

Представлены результаты расчетов на примере тестового случая обтекания профиля крыла *NACA 0012* с длиной хорды  $L=0,3$  м воздушно-капельным потоком под нулевым углом атаки, имеющим скорость  $V_\infty=129,46$  м/с, температуру  $T_\infty=-12,6$  °С, давление  $p_\infty=9,075 \cdot 10^4$  Па. С помощью разработанной методики были выполнены расчеты для «шероховатого» профиля, имеющего среднее значение высоты эквивалентной «песочной» шероховатости  $k_s=0,00020$  м.

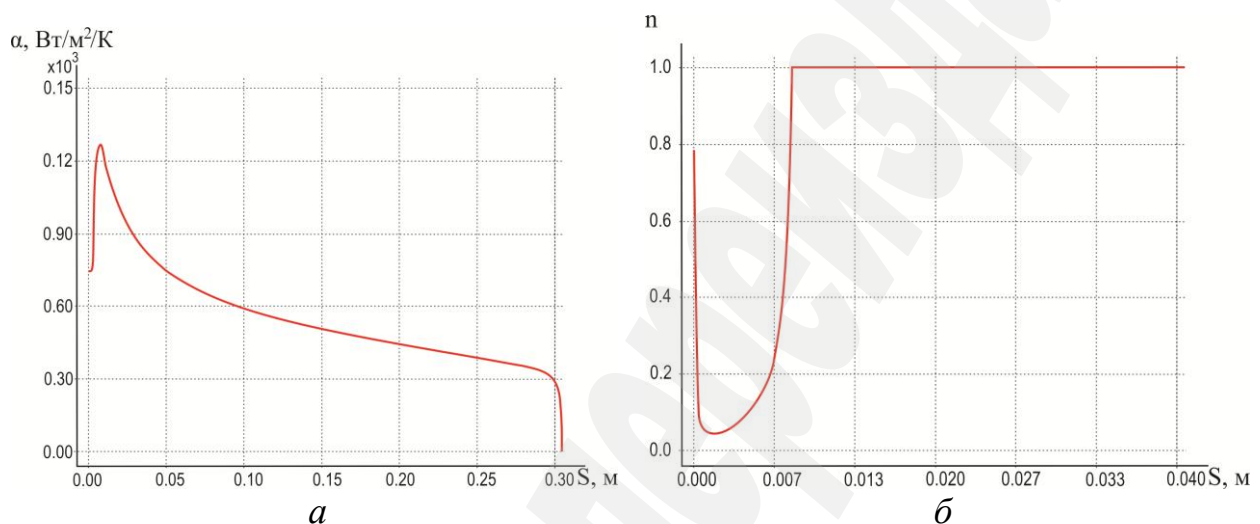
На рис. 2 представлено распределение коэффициента выпадения капель  $\beta$  вдоль поверхности профиля, а также значения скорости  $V_e$ , давления  $p_e$  и температуры  $T_e$  на границе пограничного слоя, температура на поверхности тела  $T_s$  и температура восстановления  $T_{rec}$ . Во «влажном» режиме, когда часть жидкости стекает по поверхности нарастающего льда, температура поверхности  $T_s$  равна температуре фазового перехода воды. Затем, по мере удаления от точки торможения, происходит ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое. Значительно увеличивается конвективный теплообмен, замерзает вся жидкость, входящая в поверхностный контрольный объем, температура образующегося льда оказывается ниже температуры фазового перехода, но выше температуры восстановления. В области, где лед образовался на предыдущих временных шагах, но куда капельки из внешнего потока уже не выпадают, происходит охлаждение за счет сублимации льда и температура поверхности оказывается ниже температуры восстановления.





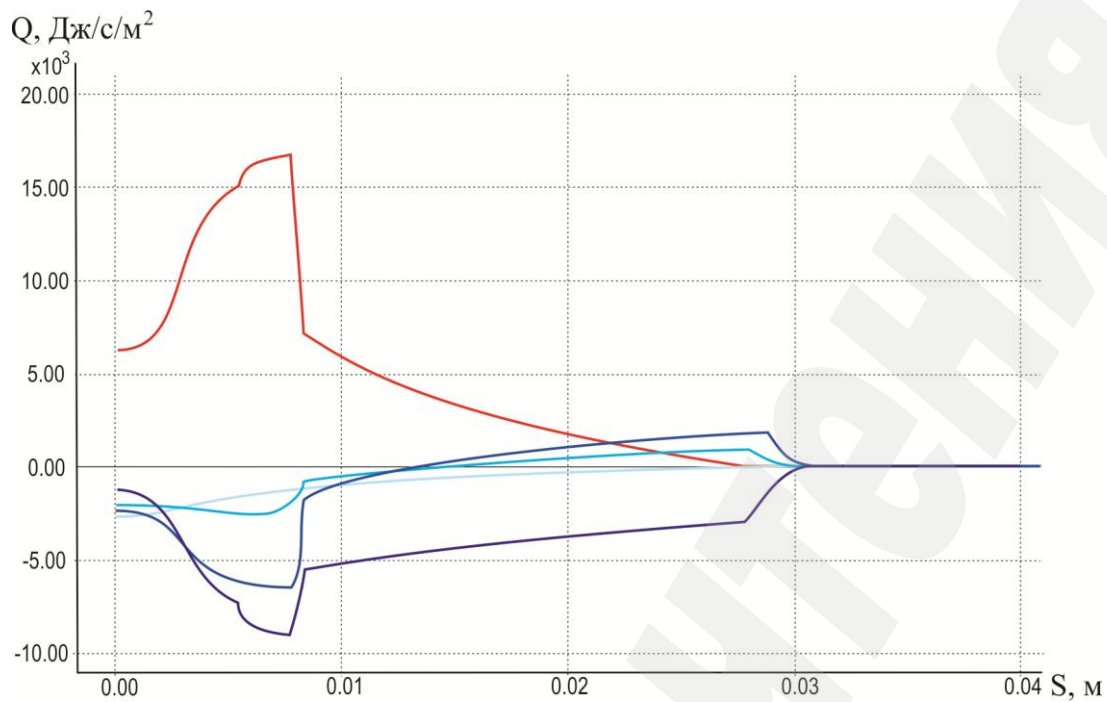
**Рис. 2.** Параметры воздушно-капельного потока, соответствующие начальной стадии процесса обледенения: *a* – коэффициент выпадения капель  $\beta$ ; *б* – скорость потока на границе пограничного слоя,  $V_e$ ; *в* – давление на границе пограничного слоя,  $p_e$ ; *г* – температура на границе пограничного слоя,  $T_e$ ; *д* – температура на поверхности профиля  $T_s$ ; *е* – температура восстановления  $T_{rec}$

На рис. 3 приведены распределения коэффициента конвективного теплообмена  $\alpha$  и замерзшей доли  $n$  вдоль поверхности обледенения. Видно, что происходит резкое увеличение значения коэффициента фазового перехода от значений  $\sim 0,75 \cdot 10^3 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$  в области ламинарного пограничного слоя до значений  $\sim 1,25 \cdot 10^3 \text{ Вт/м}^2/\text{К}$  в области ламинарно-турбулентного перехода. И, затем, последующее плавное уменьшение значения коэффициента фазового перехода вследствие роста толщины пограничного слоя. Соответственно, замерзшая доля в области ламинарного пограничного слоя и температурой торможения оказывается небольшой и возрастает по мере турбулизации пограничного слоя до 1.

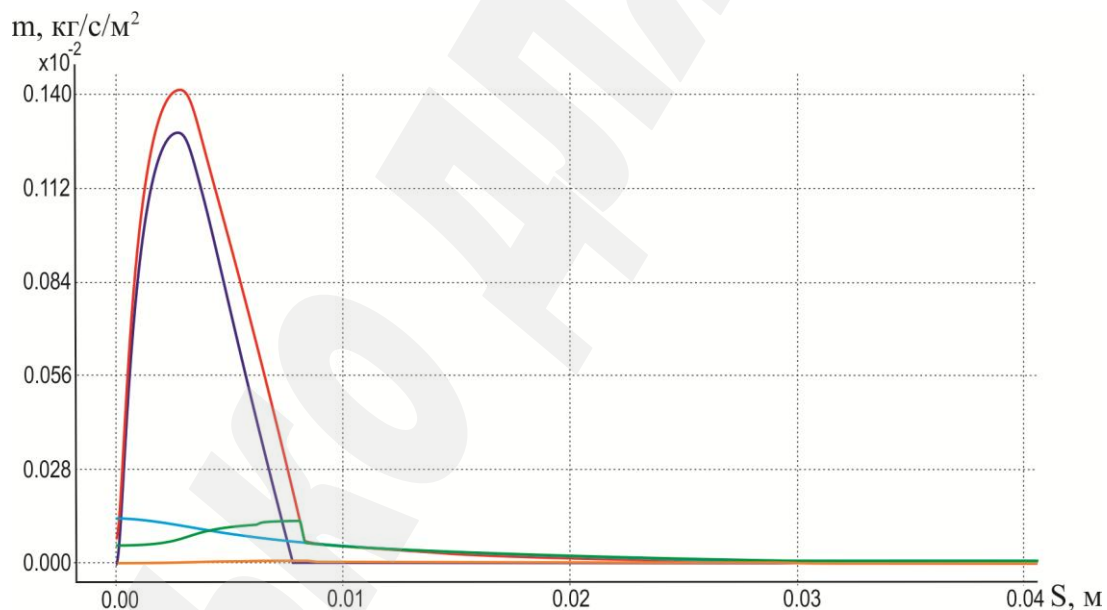


**Рис. 3.** Распределение параметров, характеризующих форму ледяного нароста, вдоль поверхности обледенения: *а* – коэффициент конвективного теплообмена,  $\alpha$ ; *б* – замерзшая доля,  $n$

На рис. 4, 5 сведены составляющие теплового и массового балансов. Продемонстрировано, что основной вклад в тепловой баланс вносит нагрев за счет выделяющейся скрытой теплоты фазового перехода и охлаждение вследствие конвекции и испарения. Значительное увеличение массы замерзающей воды происходит при переходе пограничного слоя в турбулентный режим сопровождающимся значительным (в несколько раз) увеличением теплового потока за счет конвекции и испарения. В результате в области ламинарно-турбулентного перехода начинают формироваться наросты, с течением времени переходящие в крупные «рогообразные».

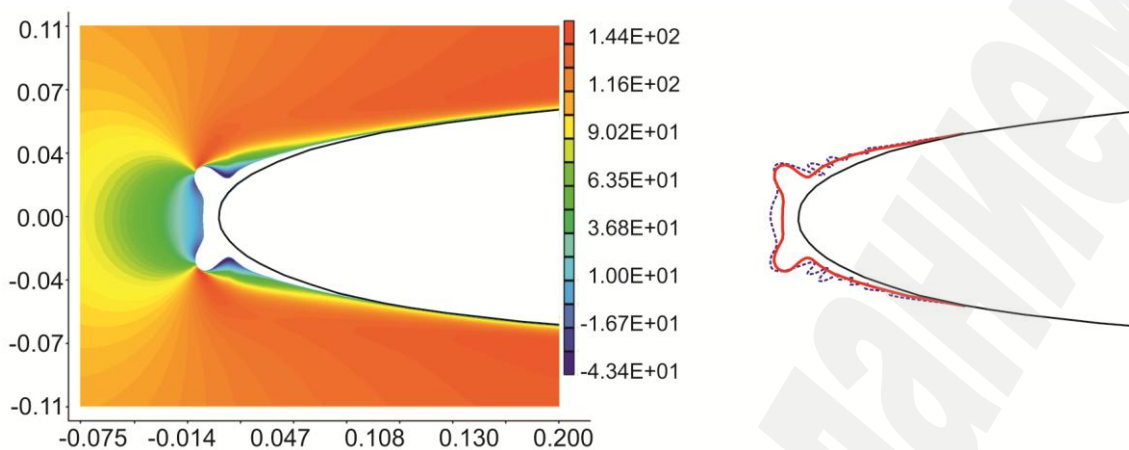


**Рис. 4.** Составляющие теплового баланса: — скрытая теплота испарения; — конвективный теплообмен за вычетом теплоты кинетического нагрева и теплоты аэродинамического нагрева; — теплообмен посредством теплопроводности; — внутренняя теплота; — скрытая теплота затвердевания



**Рис. 5.** Составляющие массового баланса: — массовый расход влетающей из внешнего потока переохлажденной воды; — массовый расход жидкости, входящий из предыдущего контрольного объема за вычетом испаряющейся воды; — массовый расход жидкости, вытекающей в следующий контрольный объем; — массовый расход замерзающей воды; — массовый расход испаряющейся воды

На рис. 6 приведены распределение изолиний чисел Маха вблизи обтекаемого профиля, а также формы наростов, полученные с помощью разработанной методики и экспериментальная форма [2].



**Рис. 6.** Форма нароста, распределение изолиний чисел Маха вблизи профиля *NACA 0012* ( $\alpha=0^\circ$ ): — — — — — расчет настоящей работы; — — — — — экспериментальные данные [2]

Рассмотренный расчетный случай соответствует влажному режиму обледенения – в области точки торможения образуется гладкий лед, на поверхности и над поверхностью которого находится большое количество незамерзшей воды, перемещающейся вниз по потоку посредством разбрызгивания и «перепрыгиваний». Как было отмечено ранее, по мере удаления от области торможения пограничный слой становится турбулентным, коэффициент конвективного теплообмена и замерзшая доля входящей в контрольный объем воды увеличиваются. На ледяной поверхности образуются выступы, на которых затем формируются характерные ледяные «рога». В области этих выступов набегающий поток ускоряется, возникает срыв потока. Наблюдается хорошее согласование экспериментальной и расчетных форм нароста в районе точки торможения и на некотором удалении вдоль потока (в области крупных «рогов»), однако в дальней нижней области ледяного образования, где преобладают относительно небольшие локальные выступы, отмечается значительное расхождение результатов.

Предложенная методика позволяет рассматривать задачи обледенения с подогревом обтекаемой поверхности и, соответственно, моделировать процессы образования «барьерного» льда при работе противообледенительной системы [18], а также оценивать влияние наростов льда на аэродинамические характеристики профиля.

## 7. SWOT-анализ результатов исследований

*Strengths.* Разработанная методика расчета обтекания тел воздушно-капельным вязким сжимаемым потоком описывает процесс осаждения влаги на обтекаемую поверхность с использованием модели взаимопроникающих сред. Конвективный теплообмен определяется по температурному полю, полученному из решения уравнений Навье-Стокса с применением модифицированной модели турбулентности для шероховатой стенки. Такой подход позволяет, в отличие от существующих методик:

- более точно и в более широком диапазоне параметров описывать изменение геометрии обтекаемых тел и учитывать влияние этого изменения на аэродинамические характеристики;
- методика справедлива также в случае достаточно больших скоростей и сложных форм ледяных наростов, при наличии локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления;
- учитывает предысторию потока, может быть применена для конфигураций с мультителами;
- позволяет оценивать влияние образовавшихся шероховатых наростов льда на аэродинамические характеристики профиля;
- позволяет перейти к задачам в трехмерной постановке.

Разработанная методика и программно-методическое обеспечение позволят создавать более совершенные системы борьбы с обледенением, повысить безопасность полетов летательных аппаратов.

*Weaknesses.* Разработанная методика требует значительных вычислительных ресурсов и имеет большие временные затраты. Следовательно, требуется увеличение трудовых ресурсов – это ведёт к повышению стоимости исследований.

*Opportunities.* Подходы, использованные в методике, позволят перейти к решению задачи обледенения летательных аппаратов в трехмерной постановке, к возможности комплексного анализа влияния наледи на летательный аппарат. Обеспечат дополнительные возможности создания более совершенных и безопасных летательных аппаратов.

*Threats.* Появление новых методов вычислительной гидроаэродинамики, создание все более совершенных универсальных коммерческих программных продуктов, увеличение вычислительной мощности компьютерных систем и разработки в области искусственного интеллекта приведут к новым, более совершенным решениям рассмотренной в работе проблемы.

## 8. Выводы

1. На основе уравнений Навье-Стокса с применением модели турбулентности *Spalart-Allmaras*, разработана методика расчета обтекания тел воздушно-капельным вязким сжимаемым потоком, позволяющая моделировать процессы обледенения летательных аппаратов во время полета в неблагоприятных метеорологических условиях. В отличие от традиционного подхода, базирующегося на уравнениях потенциала, за счет учета сжимаемости среды методика позволяет получать более точные решения при скоростях набегающего потока выше 0,4 М. Методика справедлива в случае сложных форм ледяных наростов, обуславливающих образование локальных трансзвуковых зон и значительных градиентов давления, когда нельзя пренебрегать эффектами вязкости и сжимаемости среды. Учитывает предысторию потока, может быть применена для конфигураций с мультителами.

2. В разработанной методике использована модифицированная модель турбулентности *Spalart-Allmaras* с учетом шероховатости стенки. Это позволило, при расчете внешнего потока, учитывать шероховатость обтекаемой поверхности и вычислять тепловые потоки в области ледяных образований по

найденному температурному полю. Такое решение позволяет перейти к решению задач в трехмерной постановке. Также методика позволяет определять аэродинамические характеристики аэродинамических профилей с наледью, в том числе на начальной стадии обледенения. Полученные результаты и приведенный анализ параметров на поверхности наледи позволяют определять пути оптимизации энергозатрат при работе систем защиты от обледенения.

### Литература

1. Fuzaro Rafael C., Mendes Pio D., A. Lima da Silva G. CFD and Boundary Layer Models with Laminar-Turbulent Transition around Airfoils and a Rough Cylinder: Results Validation // SAE Technical Paper Series. 2015. 14 p. doi: <http://doi.org/10.4271/2015-01-2163>
2. Wright W. B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6 // National Aeronautical and Space Administration (NASA). Contractor Report. 1995. 95 p.
3. Gent R. W. TRAJICE2 – A Combined Water Droplet and Ice Accretion Prediction Program for Aerofoil // Royal Aerospace Establishment (RAE). Technical Report Number TR90054. Farnborough, 1990. 83 p.
4. Guffond D., Hedde T., Henry R. 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 – Actual Problems of Aircraft Development. Zhukovsky, 1993. 7 p.
5. Ice Accretion on Aircraft Wings with Thermodynamic Effects / Tran P. et. al. // American Institute of Aeronautics and Astronautics. 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. AIAA Paper. No. 0605. Reno, 1994. 9 p. doi: <http://doi.org/10.2514/6.1994-605>
6. Mingione G., Brandi V. Ice Accretion Prediction on Multielement Airfoils // Journal of Aircraft. 1998. Vol. 35, Issue 2. P. 240–246. doi: <http://doi.org/10.2514/2.2290>
7. Dillingh J. E., Hoeijmakers H. W. M. Accumulation of Ice Accretion on Airfoils during Flight: Conference // Federal Aviation Administration In-flight Icing and Aircraft Ground De-icing. Chicago, 2003. 13 p.
8. Messinger B. L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed // Journal of the Aeronautical Sciences. 1953. Vol. 20, Issue 1. P. 29–42. doi: <http://doi.org/10.2514/8.2520>
9. Shin J., Bond T. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil // National Aeronautical and Space Administration (NASA). Technical Memorandum. No. 105743. 1992. 10 p.
10. Olsen W., Walker E. Experimental Evidence for Modifying the Current Physical Model for Ice Accretion on Aircraft Surfaces // NASA Technical Memorandum. No. 87184. 1986. 47 p.
11. Jones K. F. The Density of Natural Ice Accretions // Fourth International Conference on Atmospheric Icing of Structure. E. D. F. 1998. Vol. 77, Issue 1. P. 114–118.
12. Interaction of Supercooled Large Droplets with Aerodynamic Profile / Alekseyenko S. et. al. // SAE Technical Paper 2015-01-2118. 2015. 12 p. doi: <http://doi.org/10.4271/2015-01-2118>

13. An experimental study of freezing of supercooled water droplet on solid surface / Alekseenko S. V. et. al. // *Technical Physics Letters*. 2016. Vol. 42, Issue 5. P. 524–527. doi: <http://doi.org/10.1134/s1063785016050187>
14. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow // *AIAA Paper*. 1992. No. 92 – 0439. 22 p. doi: <http://doi.org/10.2514/6.1992-439>
15. Aupoix B., Spalart P. R. Extensions of the Spalart–Allmaras turbulence model to account for wall roughness // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2003. Vol. 24, Issue 4. P. 454–462. doi: [http://doi.org/10.1016/s0142-727x\(03\)00043-2](http://doi.org/10.1016/s0142-727x(03)00043-2)
16. Roe P. Characteristic-Based Schemes for the Euler Equations // *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1986. Vol. 18, Issue 1. P. 337–365. doi: <http://doi.org/10.1146/annurev.fluid.18.1.337>
17. Alekseyenko S. V., Prykhodko O. A. Numerical simulation of icing of a cylinder and an airfoil: model review and computational results // *TsAGI Science Journal*. 2013. Vol. 44, Issue 6. P. 761–805. doi: <http://doi.org/10.1615/tsagiscij.2014011016>
18. Alekseenko S. V., Prihod'ko A. A. Mathematical modeling of ice body formation on the wing airfoil surface // *Fluid Dynamics*. 2014. Vol. 49, Issue 6. P. 715–732. doi: <http://doi.org/10.1134/s0015462814060039>
19. Prihod'ko A. A., Alekseenko S. V. Numerical Simulation of the Processes of Icing on Airfoils with Formation of a «Barrier» Ice // *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2014. Vol. 87, Issue 3. P. 598–607. doi: <http://doi.org/10.1007/s10891-014-1050-0>
20. New Roughness Computation Method and Geometric Accretion Model for Airfoil Icing / Fortin G. et. al. // *Journal of Aircraft*. 2004. Vol. 41, Issue 1. P. 119–127. doi: <http://doi.org/10.2514/1.173>
21. Fortin G., Laforte J., Beisswenger A. Prediction of Ice Shapes on NACA0012 2D Airfoil // *Anti-Icing Materials International Laboratory, Universite du Quebec a Chicoutimi*. 2003. N 01–2154. 7 p. doi: <http://doi.org/10.4271/2003-01-2154>