

УДК 533.6.071

## **Моделирование процессов обледенения летательных аппаратов в аэроклиматических трубах**

**Г.П. Клеменков, Ю.М. Приходько, Л.Н. Пузырев, А.М Харитонов**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: prih@itam.nsc.ru

Рассмотрены различные виды обледенения летательных аппаратов. Выбраны и обоснованы безразмерные параметры подобия. Обоснована необходимость создания аэроклиматической трубы для моделирования процессов обледенения. Приведена возможная конструктивная схема аэроклиматической трубы. Целесообразно создать специальный маломасштабный стенд, что позволит отработать способы создания равномерного поля концентраций переохлажденных капель заданного размера, а также выявить эффективность различных противообледенительных систем и покрытий.

**Ключевые слова:** обледенение, аэроклиматическая труба, противообледенительная система.

Несмотря на довольно длительную историю, проблема обледенения самолетов по-прежнему остается актуальной и является фактором, от которого существенно зависит безопасность и регулярность полетов.

Опасность обледенения заключается в ухудшении аэродинамических характеристик и летных качеств самолетов, снижении несущих свойств крыла, увеличении сопротивления, а также ухудшении устойчивости и управляемости. Кроме этого, что особенно важно, обледенение может вызвать отказ в работе важнейших агрегатов и приборов и нарушить работу двигателей.

Известно, что обледенение — нестационарный процесс, возникающий при входе летательного аппарата в облака, содержащие мельчайшие капли переохлажденной воды, находящейся в метастабильном состоянии при отрицательных температурах ( $-40 \div -60$  С). Механизм быстрой кристаллизации переохлажденных капель при ударе их о поверхность самолета пока еще недостаточно изучен, так как связан с рядом вопросов из области физики, метеорологии, аэродинамики, термодинамики, конструирования и эксплуатации самолетов.

Задача изучения процессов обледенения летательных аппаратов является достаточно сложной в физическом и диагностическом плане, поскольку характеризуется неравновесными двухфазными течениями с фазовыми переходами. Эта задача охватывает несколько фундаментальных вопросов механики многофазных систем, в частности, рассмотрение межфазных процессов обмена количеством движения, энергией, массой.

Основные факторы, влияющие на процессы атмосферного обледенения самолетов, — это распределение капель по размерам в аэрозольных облаках,

скорость свободного потока и содержание воды. Распределение капель по размерам влияет на траектории частиц дисперсной фазы, которые сталкиваются с объектом, покрываемым льдом. Поэтому очень важным является изучение механизмов образования ледяной корки и влияния размера капель и их траекторий на динамику роста наледи.

Известны монографии [1–3], опубликованные в середине 60-х годов прошлого столетия. К сожалению, с 1967 г. в отечественной литературе обобщающих трудов больше не появлялось. Результаты поздних исследований широко обсуждаются в сравнительно недавних обзорах [4, 5], где весьма обстоятельно представлены работы, проведенные в США. В них анализируются результаты, в основном, экспериментальных исследований, включающих критические формы обледенения, и рассматривается влияние параметров потока на обледенение крыловых профилей различной геометрии и других элементов летательных аппаратов (ЛА).

Процесс обледенения весьма сложен и для численного моделирования, поскольку требует использования 3D нестационарных, осредненных по Рейнольдсу, уравнений Навье – Стокса (RANS). Известные подходы пока ограничены возможностью решения лишь двумерных задач, хотя процесс обледенения сугубо трехмерный и сопровождается нестационарным отрывом и турбулентностью. При этом необходим одновременный учет 3-х факторов: трехмерное обтекание ЛА, установление траекторий водных капель с эффектами соударений, термодинамика процесса льдообразования.

Из вышесказанного следует, что проблема обледенения самолетов и методы борьбы с ним, как в теоретическом, так и в экспериментальном плане до настоящего времени остаются весьма актуальными, что подтверждается статистикой аварий последних десятилетий. Например, в работе [6] приведены данные, свидетельствующие, что за период с 1975 по 1988 год произошло 803 летных происшествий из-за обледенения, из них с жертвами — около половины. В работе [7] приведены данные, что с 1997 по 2007 гг. в гражданской авиации США произошло 202 летных происшествия из-за обледенения. Из них с фатальным исходом — 31, увечий — 16.

Безусловно, весь комплекс исследований можно провести и выполнить в летных условиях естественного обледенения. Однако многолетний опыт показывает, что этот путь очень длительный, весьма дорогостоящий, не обеспечивающий получения достаточно точных результатов и не всегда безопасный.

Поэтому более эффективным является путь, на котором основной объем исследований выполняется в условиях искусственного обледенения в аэроклиматических установках, а завершающий этап проводится в летных испытаниях. Подобная методика отработки противообледенительной защиты (ПОЗ) применялась в отечественной практике самолетостроения, однако в очень сокращенном объеме. Как правило, основное внимание уделялось вопросам безопасности полетов [3], а такие важные работы, как оценка эффективности установленной на самолет ПОЗ проводились крайне редко. А разработка принципиально новых противообледенительных устройств, доводочные работы по оптимизации режимов противообледенительной системы, улучшению ее конструкции в условиях искусственного обледенения не проводились вообще. И уж совсем отсутствуют систематические исследования условий и физических процессов льдообразования и гидрофобизации поверхностей летательных аппаратов.

Процессы обледенения условно можно разделить на 4 категории [4, 5]:

- 1) шероховатость обледеневшей поверхности, превосходящая по высоте местный пограничный слой, которая влияет не только на переход пограничного слоя в турбулентное состояние, но и на его отрыв вниз по потоку;

2) обледенение, характеризующееся бороздками вдоль потока. В этом случае область отрыва потока зависит главным образом от угла атаки. В сочетании с шероховатостью, этот вид обледенения, в основном, воздействует на рост сопротивления;

3) иногда капли, растекаясь по поверхности, немедленно кристаллизуются. В этом случае в окрестности критической точки начинает расти одна наледь в форме одного “рога”. В других случаях кристаллизация затягивается, пленка воды ползет по поверхности, и лед нарастает в двух областях сбоку от критической точки, образуя два “рога” (рис. 1, *a* и *b*).

Ледяные рога формируют за собой большую отрывную область, существенно влияющую на аэродинамику, которая сопровождается срывом потока в зависимости от их формы, положения и угла атаки. При этом весьма существенно падают несущие свойства летательного аппарата (рис. 1, *c*).

4) При работе термической противообледенительной системы пленка воды движется по поверхности до внешней границы обогреваемой области и затем замерзает в виде так называемого барьерного льда. Это хорошо видно на рис. 2, *a*, где по размаху крыла, дальше от передней кромки, формируется ледяное препятствие, вызывающее образование большой отрывной области перед и за собой, что существенно влияет на аэродинамические характеристики в зависимости от положения и геометрии препятствия [5]. На рис. 2, *b* показана зависимость коэффициента подъемной силы для различной формы барьерного льда.

До сих пор природа этих явлений, а также условия возникновения того или иного вида обледенения не изучены.

Оценка поверхностного натяжения маленьких капель с типичным диаметром 20 мкм показала, что избыточное давление, которое могло бы повлиять на точку замерзания воды и процесс кристаллизации, столь мало, что практически не влияет на температуру замерзания воды.

Поверхностное натяжение оказывает влияние лишь на процесс растекания капель при их ударе о поверхность и на процесс распада жидкости на капли при истечении из форсунок. Эти процессы мало изучены и являются предметом предстоящих экспериментальных исследований в аэроклиматических трубах.

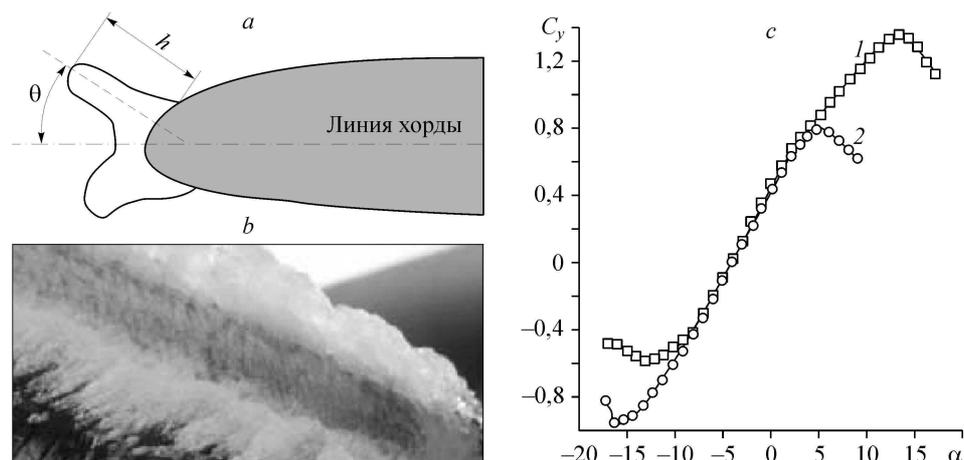


Рис. 1. Схематическое изображение наледи в форме “рогов” (*a*), фото наледи в форме “рогов” на передней кромке крыла (*b*), коэффициенты подъемной силы крыла без обледенения (1) и с обледенением в форме “рогов” (*c*, 2).

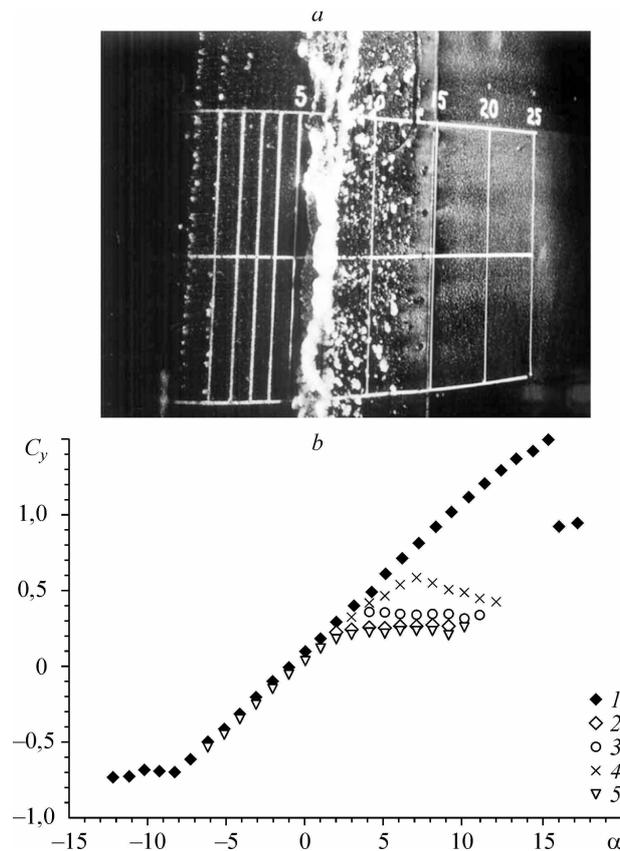
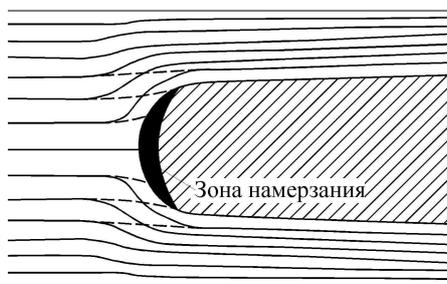


Рис. 2. Фото барьерного льда по размаху крыла (а), влияние формы барьерного льда на коэффициент подъемной силы от угла атаки (б).  
1 — чистый профиль.

На рис. 3 показана условная схема обтекания тел внешним потоком. Сплошные кривые — это линии тока воздуха, изгибающиеся при встрече с телом, а пунктирные — траектории капель, частично попадающих на его поверхность. При этом капли, увлекаясь потоком, отстают от него тем больше, чем они крупнее. Очевидно, что маленькие капли лучше увлекаются потоком и поэтому меньше попадают на поверхность обтекаемого тела. Следовательно, с уменьшением размера капель искажается область захвата и форма наледи.

Чтобы выявить определяющие критерии, характеризующие специфику аэроклиматических труб, оценим, как должен изменяться размер капель при переходе от природы к модели. При изгибании линий тока аэродинамические силы, увлекающие каплю, пропорциональны произведению площади миделя капли на скоростной напор



$$F_{\text{аэр}} = c_x S q = c_x \frac{\pi}{4} d^2 \frac{\rho_{\text{возд}} V^2}{2} \sim \rho_{\text{возд}} d^2 V^2.$$

Рис. 3. Схема обтекания тела потоком воздуха, содержащим капли воды.

Им сопротивляется сила инерции капли

$$F_{\text{ин}} = \rho_{\text{воды}} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V}{t} = \rho_{\text{воды}} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V^2}{L} \sim \frac{\rho_{\text{воды}} d^3 V^2}{L}.$$

Если при переходе от природы к модели сохранить отношение этих сил, то траектории капель также будут подобны. Таким образом, мы получаем безразмерный критерий подобия

$$K = \frac{F_{\text{ин}}}{F_{\text{аэр}}} = \frac{\rho_{\text{воды}} d^3 V^2}{\rho_{\text{возд}} d^2 V^2 L} \sim \frac{d}{L},$$

где  $V$  — скорость набегающего потока,  $L$  — характерный размер обтекаемого тела,  $t = L/v$  — характерное время, а  $d$  — средний размер капель.

При выводе критерия  $K$  были исключены все константы плотности воды и воздуха, так как они одинаковы и для модели, и для природы.

Соблюдение критерия  $K$  обеспечивает подобие траекторий капель и формы обледенения модели и природы. Он получен в предположении независимости коэффициента сопротивления  $C_x$  от числа  $Re$ . Учет этой зависимости приведет к тому, что критерий  $K$  будет пропорционален  $L/d^2$ , что не повлияет на окончательные выводы, так как сильно уменьшать размер капель нельзя — это скажется на процессах их прилипания к поверхности и кристаллизации. Кроме этого, воздух с переохлажденными каплями представляет собой типичный аэрозоль, важнейшей характеристикой которого является удельная поверхность капель

$$\frac{F}{V} = \frac{4\pi R^2}{4/3\pi R^3} \sim \frac{1}{R}.$$

Она, естественно, растет с уменьшением размера капель, что изменяет свойства аэрозоля. Поэтому возможность моделирования их размеров сильно ограничена.

В работе [8] приведены результаты экспериментальных исследований, из которых следует, что уменьшение масштаба модели ниже 1:8 приводит к искажению формы наледи. Следовательно, основываясь на этих результатах, можно заключить, что для воспроизведения процессов обледенения в лабораторных условиях сечение рабочей части аэроклиматической трубы должно выбираться в соответствии с критерием  $K$ , то есть должно быть большим.

Таким образом, возможность уменьшения размеров моделей, а следовательно, и размеров аэроклиматических труб сильно ограничена. Известные аэроклиматические трубы различных стран имеют размер рабочей части (РЧ) 2÷4 м. (см. табл. 1).

Таблица 1

Принадлежность	Наименование	Размер РЧ, м×м×м	Скорость, м/с	Эффект. размер капель, мкм	Влажность, г/м <sup>3</sup>	$T_0$ , °C
РЭЦ (Латвия)	T-4	2×1,5×5 закрытая	15–70	8÷35	0,25÷3	–
РЭЦ (Латвия)	T-5	3,4×2,6×4	до 100	10÷40	0,3÷2	–12
ЦИАМ (Тураево)	C-1A	∅1,5 м	$M \leq 0,5$	~30	2,5	–30
NASA (США)	IRT	2,74×1,83×61	до 175	15÷50	0,2÷2,5	–32÷+4
NRC (Канада)	PIWT	3,1×6,1×12,2	до 54	15÷50	0,15÷2,5	–30÷+0
CIRA (Италия)	IWT	2,35×1,15×3,6	до 150	15÷250	0,15÷2	–40÷+35
Предлагаемая АКТ (Россия)	–	4×2,3×6	до 100	15÷100	0,15÷3	–40÷0

В основу выбора размеров рабочей части аэроклиматической трубы, которая предлагается к рассмотрению, положены вышеприведенные соображения, что привело к размерам рабочей части 4×2,3 м. Трубы таких размеров широко используются в различных лабораториях России для исследования взлетно-посадочных характеристик летательных аппаратов. В них испытываются близкие к натурным элементы летательных аппаратов. При этом может быть использован многолетний опыт эксплуатации и даже конструктивные особенности некоторых элементов таких труб.

Другим безразмерным параметром подобия является влагосодержание или отношение массы воды к массе воздуха  $\mathcal{J} = G_{\text{воды}}/G_{\text{возд}}$ . Величину этого параметра нетрудно воспроизводить в лабораторных условиях.

Важным параметром подобия является также степень переохлаждения воды, или безразмерный параметр  $\tau = (T_0 - T_{\text{капли}})/T_0$ , где  $T_0 = 0^\circ\text{C}$  — температура замораживания. Вообще говоря, исследуемый процесс характеризуют три температуры: внешнего воздуха  $T_{\text{в}}$ , капель  $T_{\text{капли}}$  и поверхности  $T_{\text{пов}}$ . Однако в натуральных условиях  $T_{\text{капли}} \cong T_{\text{в}}$ , а в трубах специально используется длинная форкамера от 7 до 15 м, чтобы длительное нахождение капель в потоке обеспечило это равенство. С другой стороны, поверхность летательного аппарата находится в тепловом равновесии с внешним потоком или близко к нему. Высокая скорость обтекания поверхности способствует реализации высокого коэффициента теплоотдачи, а темп изменения внешней температуры невелик, так как подъем или спуск с высоты занимает десятки минут. В некоторых случаях можно предусмотреть подогрев или охлаждение модели, например, при экспериментах с противообледенительными системами.

Поскольку часть тепла фазового перехода воды отводится в конструкцию летательного аппарата, в аэродинамической трубе необходимо воспроизводить также термическое подобие, чтобы доля тепла, уходящего в нее, была такой же, как в натуральных условиях. В тех случаях, когда испытывается элемент натурной конструкции, например, секция крыла или воздухозаборника, это условие выполняется автоматически. В других случаях требуются специальные меры.

Таким образом, дополнительно к общепринятым, в аэроклиматических трубах необходимо удовлетворять следующим критериям подобия:

влагосодержание  $\mathcal{J} = G_{\text{воды}}/G_{\text{возд}}$ , переохлаждение  $\tau = (T_0 - T_{\text{капли}})/T_0$  капель воды, относительный размер капель  $K = d/L$ , термическое подобие модели.

Все эти критерии следует воспроизводить в лабораторных условиях.

Обычно в аэродинамических экспериментах приходится уменьшать масштаб модели в десятки или даже в сотни раз. При этом соблюдение критериев подобия становится решающим. В аэроклиматической трубе удается воспроизвести почти все натурные параметры. Поэтому главное внимание следует уделять воспроизведению критерия подобия  $K$ .

Следуя приведенному выше анализу, можно предложить следующие параметры аэроклиматической трубы:

- скорость потока в рабочей части до 100 м/с,
- размеры форкамеры — 10×6×12 м,
- поджатие сопла  $n = 6,52$ ,
- размеры рабочей части — 4×2,3×6 м.

Аэроклиматические трубы для моделирования процессов обледенения отличаются следующими конструктивными особенностями:

- контур трубы должен быть разомкнутым, чтобы в нем не накапливалась влага, а рабочая часть — закрытого типа,

– форкамера оснащается системой, вводящей в поток распределение капель воды заданного размера,

– длина форкамеры должна обеспечивать равенство температур  $T_{\text{капли}} \cong \cong T_{\text{воз}}$ ,

– расположение вентилятора должно максимально удовлетворять требованиям высокой степени однородности поля скоростей в рабочей части трубы,

– измерительный комплекс трубы должен включать оптические методы измерений размеров капель и геометрию изменяющейся во времени наледи.

Стремление удовлетворить всем этим требованиям приводит к общему виду предполагаемой аэроклиматической трубы (АКТ), приведенному на рис. 4.

Проточный тракт начинается с входной шахты 1 с поперечным сечением 12×12 м и высотой 18 м. Шахта выполнена из монолитного железобетона и в верхней части имеет по периметру отверстия (окна) с защитными жалюзи. Разрежение в шахте составляет ~ 2 кг/м<sup>2</sup>.

Для плавного поворота потока на входе в форкамеру 2 установлена решетка поворотных лопаток. Форкамера сечением 10×6 м со скошенными углами состоит из двух секций длиной по 6 м. На входе во вторую половину форкамеры установлена система из 400 форсунок для впрыска воды, которая конструктивно объединена с хонейкомбом 3. Для получения требуемого размера капель к форсункам подводится сжатый воздух с регулируемым давлением 4÷10 ата. Из форкамеры 2 поток поступает в сопло 4, выполненное по профилю Витошинского с поджатием 6,52 и длиной 7,5 м. Выходное сечение сопла плавно сопрягается с рабочей частью 5 длиной 6 м и сечением 4×2,3 м со скошенными углами.

За рабочей частью расположен промежуточный диффузор 6 длиной 8,62 м, переводящий сечение на срезе рабочей части 4×2,3 м в восьмигранник

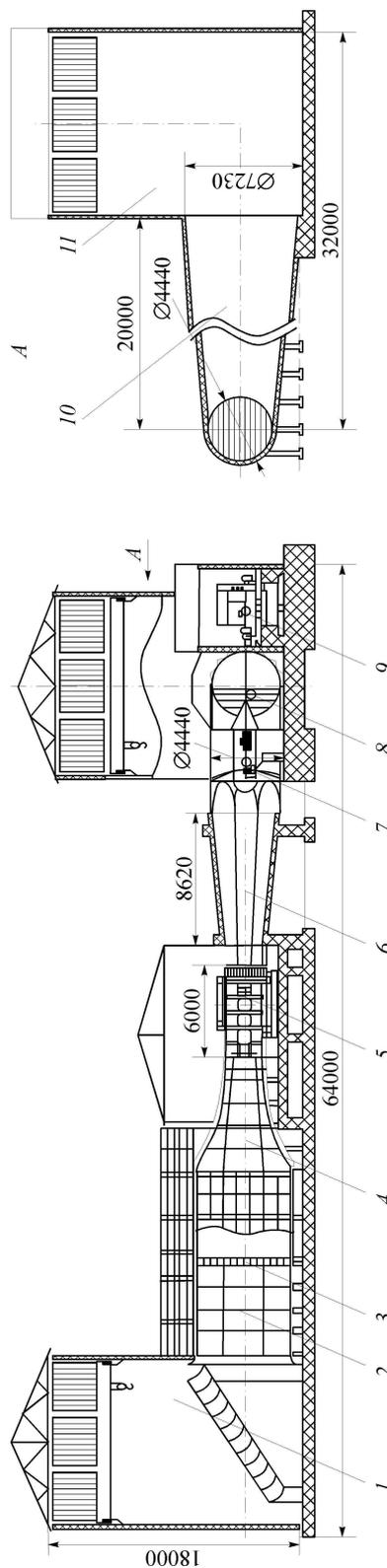


Рис. 4. Конструктивная схема АКТ.

1 — входная шахта, 2 — форкамера, 3 — система впрыска воды и хонейкомб, 4 — сопло, 5 — рабочая часть, 6 — промежуточный диффузор, 7 — вентилятор, 8 — поворотное колесо с лопатками, 9 — электропривод, 10 — выхлопной диффузор, 11 — выхлопная шахта

4,44×4,44 м. Диффузор может быть выполнен из монолитного железобетона. К нему пристыкован вентилятор диаметром 4,44 м, во входной части которого расположен отсек, переводящий восьмигранное сечение в круг.

Вентилятор 7 приводится в движение электродвигателем 9 через валопровод. За вентилятором поток поворачивает на 90° в колене 8 с поворотными лопатками и поступает в выхлопной диффузор 10 длиной 20 м. Диффузор также может быть выполнен из монолитного железобетона и пристыкован к выхлопной шахте 11. При этом лопасти вентилятора и поворотные лопатки необходимо защищать от обледенения электрообогревом.

Выхлопной диффузор 10 снижает скорость потока до 20 м/с.

Другой разновидностью такой трубы является схема с расположением вентилятора до рабочей части. В этом случае потребуются специальные выравнивающие устройства и/или существенно большее расстояние до рабочей части. К тому же, поток за вентилятором нагреется примерно на 2–3 градуса, что нежелательно.

В тех случаях, когда в распоряжении имеется приемлемое количество сжатого воздуха (турбокомпрессорная станция), можно рассматривать эжекторный вариант такой трубы и, следовательно, обойтись без вентиляторного привода. Труба такой схемы имеет безусловные преимущества в процессе ее создания и эксплуатации. Но стоимость каждого цикла испытаний, несомненно, будет выше. Все остальные элементы таких труб идентичны.

Специфическим элементом аэроклиматических труб является система ввода воды, которая является неотъемлемой частью всех рассмотренных вариантов. На рис. 5 приведена конструктивная схема системы впрыска воды, которая располагается в форкамере трубы.

Система подвода воды и воздуха, состоит из трубок, питающих форсунки, которые расположены в ячейках хонейкомба с шагом 400 мм. К каждой форсунке, как показано на рисунке, подводятся две трубки: одна с водой, другая со сжатым воздухом. Миделевое сечение этой системы составляет ~2,22 м<sup>2</sup>. При этом относительное загромождение сечения форкамеры не превышает 4,1 %.

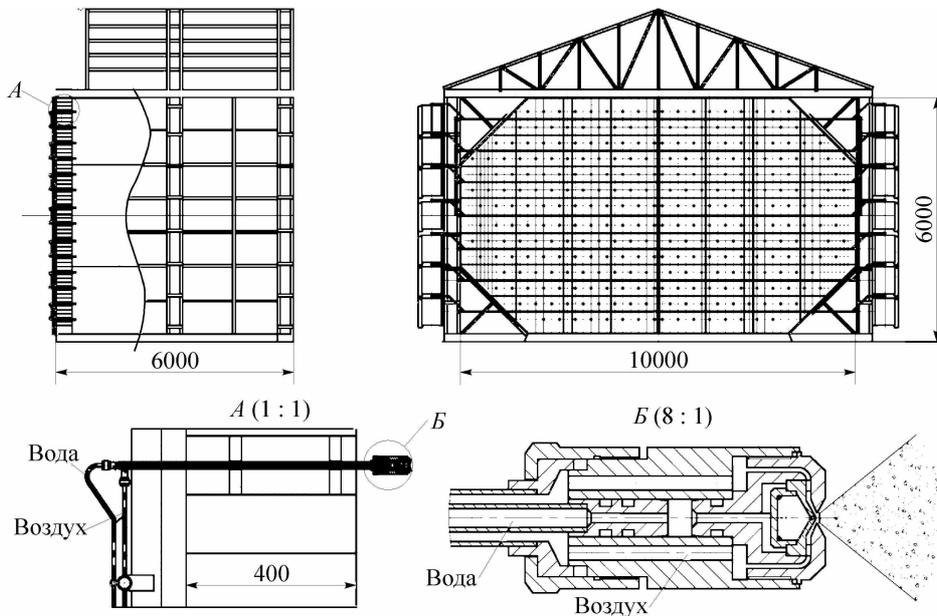


Рис. 5. Система впрыска воды, совмещенная с хонейкомбом.

Известно, что важнейшим параметром форсунок является площадь, запыляемая водой. Ее эквивалентный диаметр является шагом форсунок в рампе и определяет их число. Если принять шаг, равным 400 мм, то можно оценить число форсунок, которое в рассматриваемом случае составляет  $\approx 400$ . На рис. 5 приведена центробежная форсунка, рассчитанная по формулам из работы [9], исходя из расхода воздуха на максимальном режиме 1014 кг/с при максимальном влагосодержании  $2 \text{ г/м}^3$  воды. Тогда суммарный расход воды составит  $\sim 1,4 \text{ кг/с}$ , то есть  $\sim 3,5 \text{ г/с}$  через каждую форсунку. При этом, согласно работе [3], размер капель определяется в основном отношением весового расхода воды к расходу воздуха.

В табл. 2 приведена экспериментальная зависимость диаметра капель от соотношения расходов воды и воздуха.

Таблица 2

$G_{\text{воды}}/G_{\text{возд}}$	–	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$d$	мкм	12	15,5	19	23	26	29	32,5	36	39

Из нее следует, что для получения капель диаметром  $\sim 20$  микрон надо иметь воздуха по весу примерно вдвое больше, чем воды. В нашем случае это  $G_{\text{возд}} = 7 \text{ г/с}$ .

Обзор доступной литературы показывает, что обоснованных рекомендаций пока для обеспечения необходимых размеров капель и равномерного поля концентраций не существует. Поэтому окончательный выбор характеристик приемлемых форсунок и их взаиморасположение могут быть сделаны на основе результатов экспериментальных исследований с использованием перспективных оптических и оптикоэлектронных методов измерений. Применение современных оптических методов, таких как PTV (Particle Tracking Velocimetry), IPI (Interferometric Particle Imaging) и PIV (Particle Image Velocimetry), позволит измерять концентрацию, размеры, траектории и скорость движения капель.

К сожалению, с 1992 г. в России нет аэроклиматической трубы с размерами, обеспечивающими изучение вышеуказанных задач.

Кроме этого, в связи с тем, что в последние годы отечественные нормы годности самолетов [10, 11] приведены в соответствие с западноевропейскими стандартами, выяснилось, что по некоторым пунктам наши самолеты не соответствуют этим требованиям.

Есть основания утверждать, что такая аэроклиматическая труба должна быть построена в Сибири, где, в силу климатических условий, отрицательные температуры атмосферного воздуха — 5–6 месяцев в году, — обеспечат наименьшие затраты при эксплуатации.

Это подтверждают выполненные сравнительные оценки стоимости одного испытания длительностью 15 минут в Москве, где компенсация более теплого климата (разности температур) должна осуществляться впрыском жидкого азота. В результате дополнительные затраты на одно такое испытание (15 минут) составляет 100–150 тысяч рублей. В Сибири же по меньшей мере 5 месяцев в году можно работать вообще без впрыска жидкого азота.

Таким образом, для экспериментального моделирования процессов обледенения в лабораторных условиях назрела необходимость построить в России аэроклиматическую трубу, отвечающую современным требованиям. В связи с этим весьма актуально более глубокое изучение следующих вопросов:

- отработка способов впрыска воды и создание аэрозоля переохлажденных капель заданного размера,
- создание методики измерения параметров подобного аэрозоля,
- отработка оптической регистрации формы наледи,

– экспериментальная проверка свойств покрытий при обтекании воздушным потоком.

Подобные исследования целесообразно провести на специальном маломасштабном стенде, что позволит отработать способы создания равномерного поля концентраций переохлажденных капель заданного размера, а также выявить эффективность различных противообледенительных систем и покрытий.

Такой стенд должен удовлетворять следующим условиям:

1. Поток холодного воздуха должен имитировать течение в форкамере упомянутой трубы.

2. В потоке должна размещаться одна или несколько форсунок с системами подачи воды и сжатого воздуха. В каждую форсунку необходимо подавать 3,5 г воды в секунду при  $t = +60$  °С и давлении до 5 ата. Воздуха потребуется около 7 г/с при давлении до 5 ата.

3. Необходимо обеспечить поджатие потока в сопле до скорости 100 м/с, моделируя сопло и рабочую часть трубы.

4. Длина стенда от места впрыска воды до сечения, где скорость потока достигает 100 м/с, должна быть регулируемой до  $\leq 15$  м. На этой длине должно произойти выравнивание температур капелек и потока и ее надлежащее переохлаждение.

5. Привод потока можно обеспечить эжектором.

На таком стенде можно будет также обрабатывать специфический измерительный комплекс трубы, который должен включать измерения водности, дисперсности, переохлаждения капель и т. д.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мазин И.П.** Физические основы обледенения самолетов. — М.: Гидрометеиздат, 1957.
2. **Трунов О.К.** Обледенение самолетов и средства борьбы с ним. — М.: Машиностроение, 1965. — 247 с.
3. **Тенишев Р.Х., Строганов Б.А., Савин В.С. и др.** Противообледенительные системы летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967. — 320 с.
4. **Lynch F.T., Khodadost A.** Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics // Progress in Aerospace Sciences. — 2001. — Vol. 37. — P. 669–767.
5. **Bragg M.B., Broeren A.P., Blumenthall L.A.** Iced-airfoil aerodynamics // Progress in Aerospace Sciences. — 2005. — Vol. 41. — P. 323–362.
6. **An Interdisciplinary Approach to in Flight Aircraft Icing Safety** // 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 12-15, 1998 / Reno, NV. — AIAA 98-0095
7. **AOPA Online** (Aircraft Owners and Pilot Association). — www.aopa.org
8. **Межведомственная методика МАП-МГА**, 1991.
9. **Бородин В.А., Дитяткин Ю.Ф., Клячко Л.А. и др.** Распыливание жидкостей. — М.: Машиностроение, 1967. — 264 с.
10. **Авиационные правила.** Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. (АП-25). М.: МАК, 1994. № 48. 323 с.
11. **Federal Aviation Regulations, part 25 (FAR-25)** // 14 CFR Aeronautics and Space. Part 25. Airworthiness standards: transport category airplanes.

*Статья поступила в редакцию 26 марта 2008 г.*