

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.33.015.4:539.43

DOI:10.34759/vst-2020-2-7-15

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВЫДУВА СТРУИ НА ПОВЕРХНОСТЬ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Павленко О.В.* , Пигусов Е.А.**

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

* e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru

** e-mail: evgeniy.pigusov@tsagi.ru

Статья поступила в редакцию 21.01.2020

Приведены результаты расчетных исследований обтекания отсека крыла с тангенциальным выдувом струи на верхнюю поверхность носовой части крыла с ледяным наростом. Расчеты выполнены с использованием программы, основанной на численном решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Приведено сравнение результатов с экспериментальными данными. Показаны особенности обтекания отсека крыла в условиях обледенения при использовании тангенциального выдува струи.

Ключевые слова: обледенение самолета, обледенение передней кромки крыла, имитатор роговидного льда, подъемная сила крыла, тангенциальный выдув струи, управление пограничным слоем крыла, противообледенительная система самолета.

Введение

Одним из наиболее опасных воздействий окружающей среды на летательные аппараты (ЛА) является обледенение [1–3]. Ледяные наросты на несущих поверхностях изменяют их форму и обводы, ухудшают аэродинамические характеристики и изменяют величины моментов, ухудшая устойчивость ЛА, а также увеличивают его вес. В общем приросте сопротивления самолета доля крыла и оперения составляет 70–80% [4, 5]. В

случае обледенения не только возрастает сопротивление самолета, но и существенно уменьшается величина коэффициента максимальной подъемной силы. Эффективная защита самолета от обледенения является одной из важных задач в авиации [6]. Для удаления нарастающего в полете льда используются различные противообледенительные системы (ПОС). Но практически все ПОС имеют свои недостатки [7]:

- увеличивают энергетические затраты, эксплуатационные расходы;
- ухудшают аэродинамические характеристики из-за образования на поверхности крыла вследствие работы ПОС «барьерного льда»;
- установочный вес ПОС может составить от 0.8 до 1 % взлетного веса самолета.

Для снижения влияния вышеизложенных недостатков ведутся исследования по совершенствованию существующих ПОС и разработке новых способов защиты от обледенения [8—11].

Известно, что одним из эффективных способов повышения несущих свойств крыла на взлетно-посадочных режимах полета является применение струйной механизации крыла [12, 13]. Обеспечение повышенных несущих свойств крыла происходит за счет ликвидации отрыва потока на отклоненном закрылке путем тангенциального выдува струй сжатого воздуха и увеличения циркуляции потока на крыле [14]. Выдув струй сжатого воздуха может производиться на поверхность механизации как передней (предкрылки, поворотные носки), так и задней кромки крыла (закрылки, элероны) [15, 16]. Горячий сжатый воздух для управления пограничным слоем (УПС) отбирается от двигателя и далее по трубопроводам подводится к системе щелевых сопел для выдува на поверхность крыла [17]. Данные трубопроводы аналогичны трубопроводам тепловой ПОС, которые обычно располагаются вдоль передней кромки крыла [17]. Таким образом, система УПС может использоваться также для борьбы с обледенением. Известны патенты на изобретения, описывающие возможность использования выдува струи на передней кромке крыла для борьбы с обледенением [18, 19]. Существенный недостаток данных технических решений — это расположение щели для выдува струи в зоне налипания льда. Предполагается, что горячий воздух от двигателя в определенный момент растопит этот лед и система УПС начнет выполнять свою функцию, но до этого момента аэродинамические характеристики летательного аппарата будут ухудшаться. Кроме того, вода, образующаяся при таянии льда на передней кромке, стекая по потоку, вновь застывает вне действия ПОС — образуя так называемый «барьерный лед», который также ухудшает аэродинамические характеристики ЛА.

Стоит отметить, что система УПС на передней кромке крыла, при использовании оптимального положения щели для повы-

шения несущих характеристик, может снизить вредное влияние обледенения, но данные эффекты не подтверждены расчетными или экспериментальными исследованиями. В настоящей работе исследована возможность использования тангенциального выдува струи на передней кромке крыла для снижения вредного влияния обледенения.

Геометрические данные расчетной модели и методика расчета

Объектом исследования является отсек прямого крыла с концевыми шайбами с размахом 3 м, хордой 1.2 м, с симметричным профилем относительной толщины 12% (рис. 1). В эксперименте на поверхности модели в сечении А-А на расстоянии $z = -0.2$ м было замерено давление (рис. 1, б).

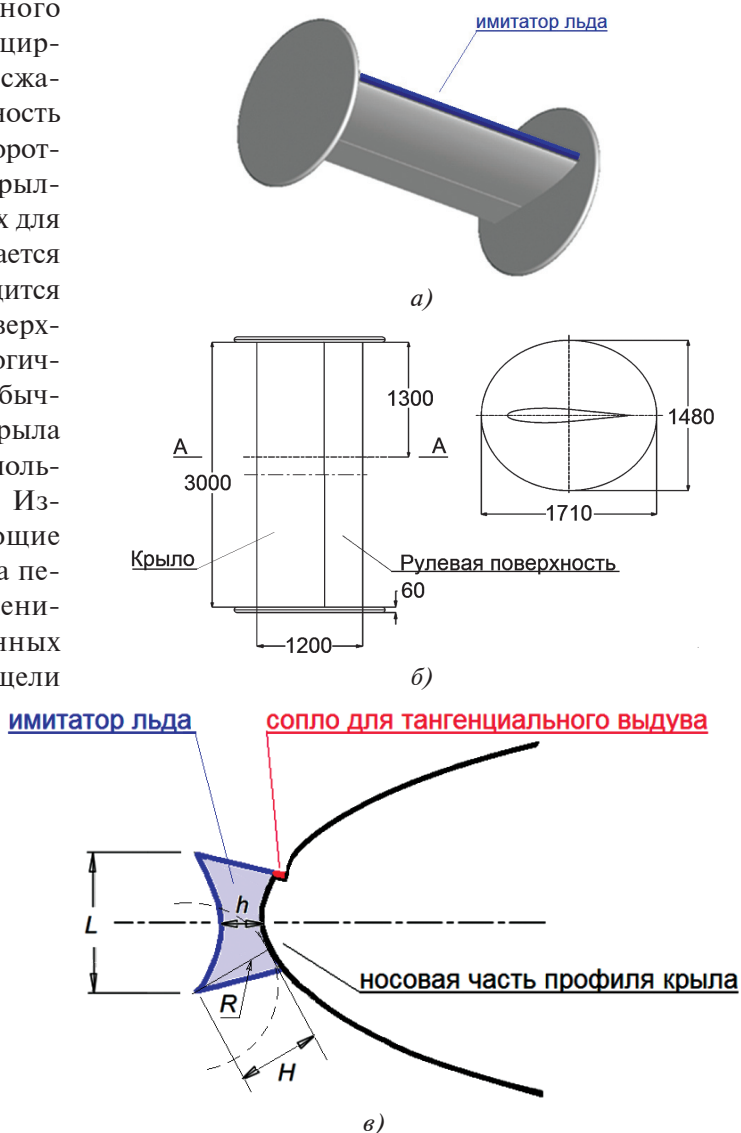


Рис. 1. Общий вид расчетной модели: а — общий вид модели крыла с концевыми шайбами и имитатором льда; б — геометрические данные модели крыла; в — общий вид расчетного имитатора льда

Ранее проведенные численные исследования этой модели с имитаторами льда на передней кромке по программе ANSYS FLUENT показали хорошую сходимость с экспериментальными данными, полученными в натурной аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-101 [20–22]. В настоящем исследовании выбрана одна из наиболее опасных с точки зрения негативного влияния на аэродинамические характеристики форм льда, имеющая в сечении форму двойного рога.

Численное исследование обтекания модели крыла, которая соответствует экспериментальной (рис. 1, табл. 1), проведено в программе ANSYS

Таблица 1

Геометрические характеристики имитатора льда

R , мм	H , мм	h , мм	L , мм	$\bar{R} = R/b$	$\bar{H} = H/b$	$\bar{h} = h/b$
36	23.3	12	26	0.03	0.0194	0.01

FLUENT (лицензия № 501024), основанной на осредненных по Рейнольдсу уравнениях Навье—Стокса в 3D-постановке на структурированной расчетной сетке (рис. 2), содержащей около 15 млн ячеек. Расчет выполнен с использованием модели турбулентности « k - ϵ -realizable» [23] с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния гра-

диента давления. Модель k - ϵ основана на совместном решении уравнений переноса импульса, кинетической энергии k и скорости диссипации ϵ турбулентных пульсаций. Для разрешения пограничного слоя создана специальная сетка o -grid, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 30 ячеек. В пристеночной области использовалась однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям с малыми числами Рейнольдса [24]. Решаемые в процессе расчета уравнения были аппроксимированы с помощью конечно-объемных схем второго порядка точности.

В данном исследовании щелевое сопло для тангенциального выдува струи воздуха с высотой $h_c = 3.6$ мм располагалось за имитатором льда в носовой части крыла на 3% его хорды.

Результаты численных исследований применения тангенциального выдува струи на верхнюю поверхность носка крыла в условиях обледенения

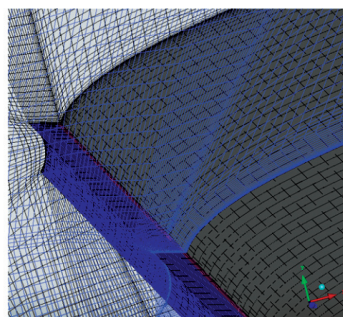
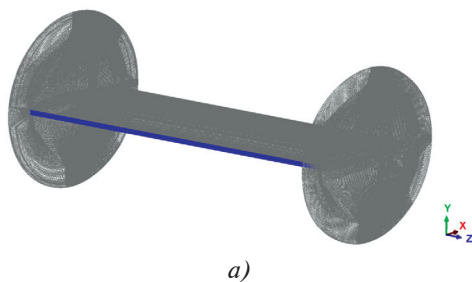
Основным параметром, характеризующим интенсивность выдува струй и его воздействия на изменение аэродинамических характеристик крыла, является коэффициент импульса C_μ [13], представляющий собой отношение импульса струи к скоростному напору набегающего потока и площади крыла S (или к хорде профиля b):

$$C_\mu = \frac{mV_j}{q_\infty S} = \frac{2\rho_j V_j^2 h_c}{\rho_\infty V_\infty^2 b}, \tag{1}$$

где m — массовый расход выдуваемого воздуха; V_j, V_∞ — скорость воздуха в струе на срезе сопла и в набегающем потоке соответственно; ρ_j, ρ_∞ —

плотность воздуха в струе на срезе сопла и в набегающем потоке соответственно; h_c — высота щелевого сопла; q_∞ — скоростной напор набегающего потока; b — хорда профиля.

Достаточно хорошую сходимость результатов расчета с экспериментальными данными можно увидеть на рис. 3. На рис. 3,а показано, как уменьшается подъемная сила крыла с имитатором льда в зависимости от угла атаки. Имитаторы льда, как в расчете, так и в эксперименте уменьшают максимальную подъемную силу на $\Delta C_{y, \max} = 54.1\%$ (54.6% в экспе-



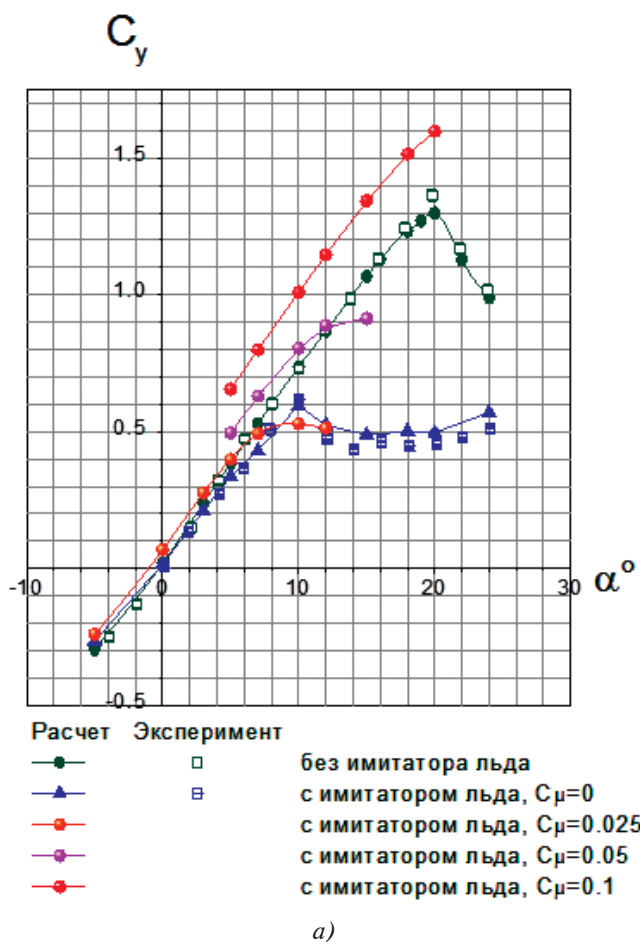
сечение плоскостью XOY

o-grid

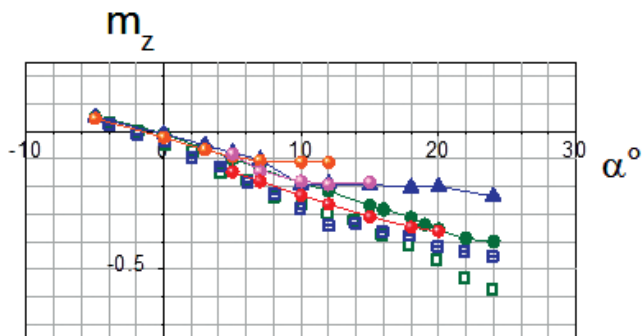
имитатор льда

ячейки расчетной сетки для тангенциального выдува

Рис. 2. Общий вид расчетной сетки: а — расчетная сетка на крыле с концевыми шайбами и имитатором льда; б — расчетная сетка вблизи имитатора льда



а)



б)

Рис. 3. Влияние имитаторов льда на аэродинамические коэффициенты: а — коэффициент подъемной силы крыла; б — коэффициент момента тангажа

восстановлению коэффициента подъемной силы и момента тангажа на пикирование (см. рис. 3) до прежних значений без имитатора льда в диапазоне углов атаки $-5^{\circ} \leq \alpha \leq 8^{\circ}$.

Поле скоростей (м/с) в среднем сечении крыла $z=0$ при $\alpha = 5^{\circ}$ и коэффициенте импульса $C_{\mu} = 0.025$ приведено на рис. 4. Хорошо видно, что на крыле без имитатора льда в диапазоне углов атаки $-5^{\circ} \leq \alpha \leq 18^{\circ}$ зависимость $C_y(\alpha)$ носит линейный характер и отсутствует срыв потока (рис. 4,а), тогда как срыв потока с данного типа имитатора льда возникает при любых углах атаки (рис. 4,б). С выдувом струи $C_{\mu} = 0.025$ отрыв на крыле за имитатором льда подавляется (рис. 4,в).

Увеличение коэффициента импульса до $C_{\mu} = 0.05$ позволяет увеличить диапазон докритических углов атаки до $\alpha \approx 12^{\circ}$. Выдув струи воз-

рименте) и критический угол атаки на $\Delta\alpha_{\text{крит}} = 10^{\circ}$ (9.8° в эксперименте) [20–22]. Наличие имитатора льда изменяет момент тангажа на кабрирование (рис. 3,б), ухудшая продольную статическую устойчивость крыла.

Выдув струи воздуха за ледяным наростом с коэффициентом импульса $C_{\mu} = 0.025$ приводит к

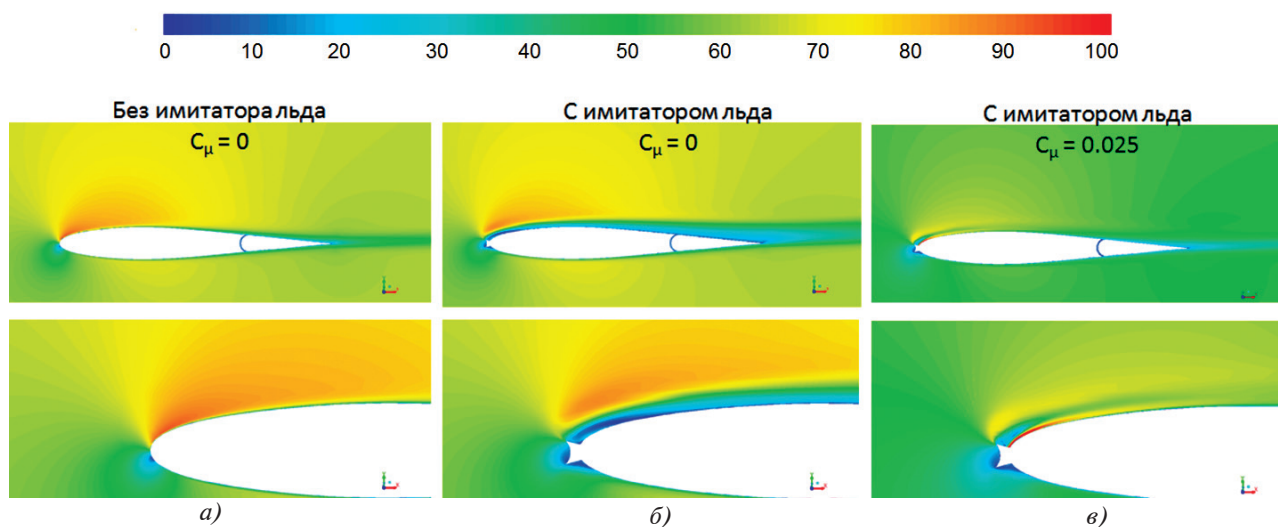


Рис. 4. Поле скоростей в среднем сечении крыла $z=0$, $\alpha = 5^{\circ}$: а — без имитатора льда; б — с имитатором льда; в — с имитатором льда и выдувом

духа за ледяным наростом с коэффициентом импульса $C_\mu = 0.1$ приводит к полному восстановлению подъемной силы на линейном участке $C_y(\alpha)$ $-5^\circ \leq \alpha \leq 18^\circ$ и увеличению максимального коэффициента подъемной силы крыла с $C_{y \max} = 1.3$ (без имитатора льда) до $C_{y \max} = 1.6$ (с имитатором льда) при сохранении значения критического угла атаки для варианта без имитатора льда.

Таким образом, с ростом угла атаки возрастает интенсивность отрыва потока из-за ледяного нароста, что требует соответствующего увеличения коэффициента импульса выдуваемой струи. В последние годы на мировом рынке все чаще стали появляться различные программы расчета нарастания льда на летательных аппаратах с учетом различных атмосферных условий, позволяющие с достаточно хорошей точностью определить форму ледяного нароста в зависимости от формы профиля и времени нарастания льда [25–29]. Так, например, появившаяся сравнительно недавно программа FENSAP-ICE из программного пакета ANSYS CFX уже широко применяется во всем мире [28, 29] и достаточно хорошо зарекомендовала себя с точки зрения прогнозирования обледенения поверхностей ЛА, а также проведения сравнения расчетов с летным экспериментом. Использование подобных программ позволит определить место расположения щелевого сопла для выдува, учитывая особенности обтекания и формообразования ледяного нароста для конкретного крыла летательного аппарата.

Влияние нагрева поверхности от применения тангенциального выдува струи на верхнюю поверхность носка крыла в условиях обледенения

Ранее в [30, 31] была показана хорошая сходимость результатов расчета моделирования тангенциального выдува струи на простой поворотный закрылок с экспериментальными данными из [32]. Дальнейший анализ результатов исследования [30] показал, что тангенциальный выдув струи сопровождается локальным нагревом поверхности в области наибольшего соприкосновения, при этом за счет теплообмена нагреваются соседние участки поверхности. Нагрев поверхности при больших скоростях связан с силами вязкого трения в пограничном слое, а именно с напряжением трения τ , которое по формуле Ньютона представляет зависимость:

$$\tau = \mu \frac{dV}{dn}, \tag{2}$$

где μ — динамический коэффициент вязкости, увеличивающийся с ростом температуры; $\frac{dV}{dn}$ — градиент скорости, показывающий скорость относительного смещения слоев воздуха.

Нагрев воздуха ускоряет беспорядочное движение молекул и усиливает обмен молекулами между слоями, ввиду чего внутреннее трение возрастает [33]. Поток воздуха тангенциального выдува струи обладает большой кинетической энергией, и при его торможении в пограничном слое она переходит в тепловую. Поэтому поверхность соприкосновения со струей сжатого воздуха, выдуваемого из щелевого сопла с достаточно большой скоростью, нагревается.

Нагрев поверхности вследствие тангенциального выдува может частично или полностью устранить обледенение, в зависимости от температуры и времени действия выдува, и, следовательно, восстановить такие же аэродинамические характеристики крыла, как до обледенения.

При интенсивности выдува $C_\mu = 0.025$ поверхность крыла на расстоянии 16% хорды от носовой части крыла нагревается от $T = 32^\circ\text{C}$ до $T = 85^\circ\text{C}$ при температуре выдува струи 27°C (температура в рабочей части АДТ в процессе эксперимента). Нагрев поверхности крыла вследствие тангенциального выдува показан на рис. 5 и 6.

Зависимость приращения температуры поверхности соприкосновения со струей от коэффициента импульса струи показана на рис. 7. Данная зависимость может быть выражена эмпирической формулой:

$$\Delta T = 9754.5C_\mu^2 + 1948.1C_\mu + 1.1537, \tag{3}$$

где ΔT — приращение температуры поверхности; C_μ — коэффициент импульса струи воздуха.

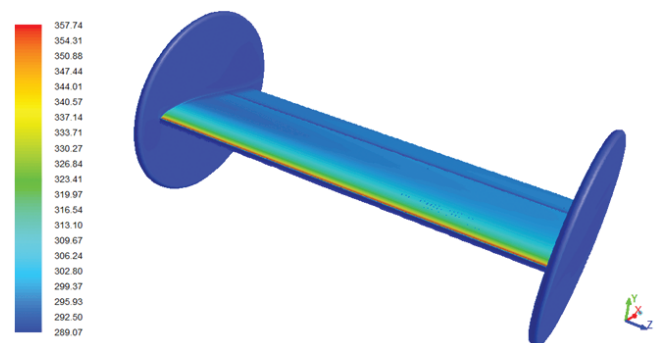


Рис. 5. Температура T на поверхности крыла при тангенциальном выдуве

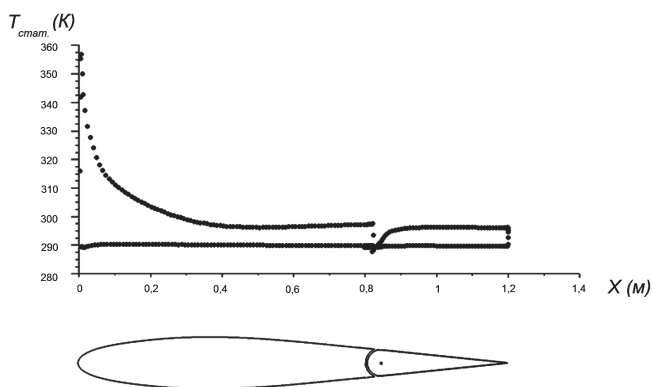


Рис. 6. Температура $T_{\text{стат}}$ в среднем сечении крыла при тангенциальном выдуве

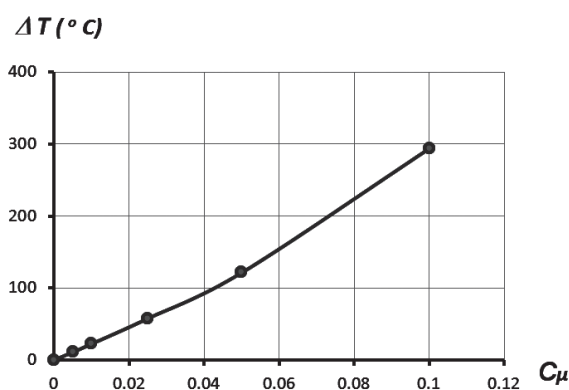


Рис. 7. Зависимость приращения температуры несущей поверхности от интенсивности выдува воздуха из сопла

Данное обстоятельство, связывающее тангенциальный выдув с повышением температуры поверхности, способствует растапливанию уже выросшего льда и способно препятствовать образованию нового.

Выводы

Проведенные численные исследования показали следующее:

— тангенциальный выдув сжатого воздуха за ледяным наростом на передней кромке крыла устраняет срыв потока и увеличивает подъемную силу отсека крыла, восстанавливает устойчивость по тангажу, а также нагревает поверхность крыла в зоне выдува струи;

— коэффициент импульса струи для устранения отрыва потока на крыле за ледяным наростом и восстановления несущих характеристик должен быть не менее $C_{\mu} \geq 0.025$ в зависимости от угла атаки и формы ледяного нароста.

Таким образом, в данной работе показана принципиальная возможность использования тангенциального выдува струи на передней кромке

крыла для снижения вредного влияния обледенения.

Библиографический список

1. Мещерякова Т.П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1977. — 232 с.
2. Aircraft Icing Handbook. — Civil Aviation Authority, 2000. — 97 p.
3. Ice Accretion Simulation. — AGARD-AR-344, 1997. — 280 p.
4. Obert E. Aerodynamic Design of Transport Aircraft. — Delft University of Technology, IOS Press, 2009. — 656 p.
5. Бюшгенс Г.С. (ред.) Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов: Учебник. — Москва-Пекин: Издательский отдел ЦАГИ — Авиа-Издательство КНР, 1995. — 765 с.
6. Тенешев Р.Х., Строганов Б.А., Савин В.С. и др. Противообледенительные системы летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967. С. 3, 25, 27.
7. Апенкина Е.А., Димич В.В., Кретов А.С. Существующие методы и средства защиты летательных аппаратов от обледенения // XXI Туполевские чтения (школа молодых ученых): Сборник трудов Международной молодежной научной конференции (Казань, 19–21 ноября 2013). — Казань: Изд-во Казанского государственного технического университета, 2013. Т. 1. С. 11-12.
8. Полонский А.П., Федотова А.С. Совершенствование противообледенительных систем самолета // Авиамашиностроение и транспорт Сибири: Сборник трудов VII Всероссийской научно-практической конференции (Иркутск, 13-16 апреля 2016). — Иркутск: Иркутский национальный исследовательский технический университет, 2016. С. 162-166.
9. Резников С.Б., Аверин С.В., Харченко И.А., Третьяк В.И., Коныхин С.Ф. Многофазные импульсные преобразователи для питания авиационных противообледенительных вибраторов // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 139-145.
10. Асмаковский В.Ю. Противообледенительные средства беспилотных летательных аппаратов // Ключевые тренды в композитах: Наука и технологии: Сборник материалов Международной научно-практической конференции (Москва, 5-8 декабря 2018). — М.: Диона, 2019. С. 52-55.
11. Эзрохи Ю.А., Каджардузов П.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационного газотурбореактивного двигателя в условиях обледенения элементов его проточной части // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 123-133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
12. Брутян М.А., Потанчик А.В., Раздобарин А.М., Слитинская А.Ю. Влияние струйных вихрегенераторов на взлетно-посадочные характеристики крыла с

- предкрылком // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 19-26.
13. *Петров А.В.* Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. — М.: Физматлит, 2011. — 402 с.
 14. *Петров А.В.* Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 735 с.
 15. *Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А.* Формирование концепции среднего двухдвигательного транспортного самолета короткого взлета и посадки // XXVIII Научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 20-21 апреля 2017): Сборник трудов. — Жуковский: ЦАГИ, 2017. С. 186.
 16. *Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А.* Расчетно-экспериментальные исследования по формированию концепции среднего двухдвигательного транспортного самолета короткого взлета и посадки с энергетической системой увеличения подъемной силы // Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов XVII Международной школы-семинара (Евпатория, 4–11 июня 2017). — Жуковский: ЦАГИ, 2017. С. 123-125.
 17. *Pavlenko O., Petrov A., Pigusov E.* Concept of medium twin-engine STOL transport airplane // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2018 (Belo Horizonte, Brazil, 09-14 September 2018). ICAS2018-0104, 9 p.
 18. *Runnels J.N.* Boundary layer control and anti-icing apparatus for an aircraft wing. Patent US 3917193A, 04.11.1975.
 19. *Swanson E.W., Wehrman M.D.* Boundary layer control system for aircraft. Patent US 4099691, 11.07.1978.
 20. *Павленко О.В.* Численное исследование влияния формы льда на передней кромке крылового профиля на его обтекание потоком вязкой несжимаемой жидкости // Техника Воздушного Флота. 2006. № 3-4. С. 47-51.
 21. *Павленко О.В.* Параметрические исследования влияния обледенения на аэродинамические характеристики профиля крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 2. С. 61-65.
 22. *Павленко О.В.* Численное исследование особенностей обтекания модели крыла с имитаторами льда // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. XLVII. № 1. С. 62–68.
 23. *Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J.* A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows // Computers & Fluids. 1995. Vol. 24. No. 3, pp. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-T
 24. *Wolfshstein M.* The velocity and temperature distribution in one-dimensional flow with turbulence augmentation and pressure gradient // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1969. Vol. 12. No. 3, pp. 301-318. DOI: 10.1016/0017-9310(69)90012-X
 25. *Tran P., Brahimi M.T., Paraschivoiu I., Pueyo A., Tezok F.* Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects // Journal of Aircraft. 1995. Vol. 32. No. 2, pp. 444-452. DOI: 10.2514/3.46737
 26. *Mingione G., Brandi V.* Ice Accretion Prediction on Multielement Airfoils // Journal of Aircraft. 1998. Vol. 35. No. 2, pp. 240–246.
 27. *Алексеев С.В., Приходько А.А.* Математическое моделирование процессов образования наростов льда на поверхности профиля крыла // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2014. № 6. С. 17-36.
 28. *Veillard X., Habashi W.G., Aubé M.S., Baruzzi G.S.* FENSAP-ICE: Ice Accretion in Multi-stage Jet Engines // 19th AIAA Computational Fluid Dynamics (San Antonio, Texas, 22-25 June 2009). AIAA 2009-4158. DOI: 10.2514/6.2009-4158
 29. *Habashi W., Aubé M., Baruzzi G., Morency F., Tran P.* FENSAP-ICE: a fully-3D in-flight icing simulation system for aircraft, rotorcraft and UAVS // 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004.
 30. *Павленко О.В., Пигусов Е.А.* Численное исследование особенностей обтекания отсека крыла с системой тангенциального выдува струи на закрылок // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 4. С. 166–171.
 31. *Pavlenko O.V., Pigusov E.A.* Numerical investigation of the aerodynamic loads and hinge moments of the flap with boundary layer control // AIP Conference Proceedings, 2018. Vol. 1959. No. 1, 050024. DOI: 10.1063/1.5034652
 32. *Lawford J.A., Foster D.N.* Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Wing Section with Plain Leading- and Trailing-Edge Flaps having Boundary-Layer Control by Blowing — London: Her Majesty's Stationery Office, 1969. Reports and Memoranda No. 3639.
 33. *Стариков Ю.Н., Коврижных Е.Н.* Основы аэродинамики летательного аппарата: Учебное пособие. — Ульяновск: УВАУ ГА, 2004. С.7.

APPLICATION SPECIFICS OF TANGENTIAL JET BLOW-OUT ON THE AIRCRAFT WING SURFACE IN ICING CONDITIONS

Pavlenko O.V.*, Pigusov E.A.**

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru

** e-mail: evgeniy.pigusov@tsagi.ru

Abstract

Icing is one of the most dangerous environmental impacts on an aircraft. Ice bodies on the wing surfaces and empennage change their shape and contours, worsen aerodynamic characteristics, as well as increase aircraft weight. In case of icing not only the aircraft drag increases but the value of the maximum lift coefficient significantly decreases. Various anti-icing systems are employed to remove the ice that builds up in flight. However, practically all these systems have their drawbacks. Application of the wing boundary layer control (BLC) by tangential air jet blow-out on the wing upper surface is known to be one of the most effective techniques for the wing lifting properties at the takeoff-landing modes. The wing lifting properties enhancement occurs due to elimination of the flow separation on the deflected flap by the tangential blow-out of the compressed air jet and flow circulation enhancement on the wing. The hot compressed air for the BLC is drawn from the engine and then piped to the slot nozzles system to be blown-out on the wing surface.

These pipelines are similar to those of the thermal ice-protection system, usually placed along the leading edge of the wing. Thus, the BLC can be employed also to protect against the wing icing. A significant drawback of the above said technical solutions is the jet blowing slot location in an ice sticking area. It is assumed that the hot air from the engine would melt this ice at a certain time instant, but until this moment, the aerodynamic characteristics of the aircraft will degrade. In addition, water evolved while the ice melting on the leading edge, flowing down along the flow is stiffens again out of the BLC coverage forming the so-called “barrier ice”, which also deteriorates the aircraft characteristics. The presented article explores the possibility of the tangential jet blow-out on the leading edge of the wing section to reduce deleterious effect of icing. Calculations were performed employing the program based on numerical solution of Reynolds–averaged Navier-Stokes equations. A case with the horn-like ice on the wing leading edge was

under consideration. Comparison of the obtained results with experimental data was performed. The article demonstrates that tangential jet blow-out under of icing conditions allows restoring aerodynamic characteristics level to prior-to-icing state, including coefficients of lift and pitching moment. Specifics of spatial flow-around of the wing section in icing conditions when employing tangential jet blowing-out are presented.

Keywords: aircraft icing, leading edge icing, horn-like ice imitator, wing lift force, tangential jet blowing-out, wing boundary layer control, anti-icing aircraft system.

References

1. Meshcheryakova T.P. *Proektirovanie sistem zashchity samoletov i vertoletov* (Aircraft and helicopter protection systems design), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 232 p.
2. *Aircraft Icing Handbook*. Civil Aviation Authority, 2000, 97 p.
3. *Ice Accretion Simulation*. AGARD-AR-344, 1997, 280 p.
4. Obert E. *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Delft University of Technology, IOS Press, 2009, 656 p.
5. Byushgens G.S. (ed.) *Aerodinamika i dinamika poleta magistral'nykh samoletov* (Aerodynamics and flight dynamics of mainline aircraft), Moscow -Pekin, TsAGI – Avia-Izdatelstvo KNR, 1995, 765 p.
6. Teneshev R.Kh., Stroganov B.A., Savin V.S. et al. *Protivoobledenitel'nye sistemy letatel'nykh apparatov* (Aircraft anti-icing systems), Moscow, Mashinostroenie, 1967, pp. 3, 25, 27.
7. Apenkina E.A., Dimich V.V., Kretov A.S. *Materialy Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii (Kazan, 19–21 November 2013) “XXI Tupolevskie chteniya (shkola molodykh uchenykh)”*, Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2013, vol. 1, pp. 11-12.
8. Polonskii A.P., Fedotova A.S. *Materialy VII Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii (Irkutsk, 13-16 April 2016) “Aviamashinostroenie i transport Sibiri”*, Irkutsk, Irkutskii natsional'nyi issledovatel'skii tekhnicheskii universitet, 2016, pp. 162-166.

9. Reznikov S.B., Averin S.V., Kharchenko I.A., Tret'yak V.I., Konyakhin S.F. Multiphase pulse transducer for aircraft anti-ice vibrator feeding. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 139-145.
10. Asmakovskii V.Yu. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii (Moscow, 05-08 December 2018) "Klyuchevye trendy v kompozitakh: Nauka i tekhnologii"*, Moscow, Diona, 2019, pp. 52-55.
11. Ezrokhi Yu.A., Kadzharduzov P.A. Working process mathematical modelling of aircraft gas turbine engine in condition of elements icing of its air-gas channel. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 123-133. DOI: 10.34759/vst-2019-4-123-133
12. Brutyan M.A., Potapchik A.V., Razdobarin A.M., Slitinskaya A.Yu. Jet-type vortex generators impact on take-off and landing characteristics of a wing with slats. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 19-26.
13. Petrov A.V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod'emnoi sily kryla* (Energy methods for increasing the wing lift), Moscow, Fizmatlit, 2011, 402 p.
14. Petrov A.V. *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya pod'emnoi sily* (Aerodynamics of transport aircraft for short take-off and landing with energy systems for lift increasing), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 735 p.
15. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (p. Volodarskogo, 20-21 April 2017)*, Zhukovskii, TsAGI, 2017, p. 186.
16. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi shkoly-seminara (Evpatoriya, 4-11 June 2017) "Modeli i metody aerodinamiki"*, Zhukovskii, TsAGI, 2017, pp. 123-125.
17. Pavlenko O., Petrov A., Pigusov E. Concept of medium twin-engine STOL transport airplane. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS-2018 (Belo Horizonte, Brazil, 09-14 September 2018)*. ICAS2018-0104, 9 p.
18. Runnels J.N. Boundary layer control and anti-icing apparatus for an aircraft wing. *Patent US 3917193A*, 04.11.1975.
19. Swanson E.W., Wehrman M.D. Boundary layer control system for aircraft. *Patent US 4099691*, 11.07.1978.
20. Pavlenko O.V. *Tekhnika Vozdushnogo Flota*, 2006, no. 3-4, pp. 47-51.
21. Pavlenko O.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2009, vol. XL, no. 2, pp. 61-65.
22. Pavlenko O.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. XLVII, no. 1, pp. 62-68.
23. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows. *Computers & Fluids*, 1995, vol. 24, no. 3, pp. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-T
24. Wolfshtein M. The velocity and temperature distribution in one-dimensional flow with turbulence augmentation and pressure gradient. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1969, vol. 12, no. 3, pp. 301-318. DOI: 10.1016/0017-9310(69)90012-X
25. Tran P., Brahim M.T., Paraschivoiu I., Pueyo A., Tezok F. Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects. *Journal of Aircraft*, 1995, vol. 32, no. 2, pp. 444-452. DOI: 10.2514/3.46737
26. Mingione G., Brandi V. Ice Accretion Prediction on Multielement Airfoils, *Journal of Aircraft*, 1998, vol. 35, no. 2, pp. 240-246.
27. Alekseenko S.V., Prikhod'ko A.A. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2014, no. 6, pp. 17-36.
28. Veillard X., Habashi W.G., Aubé M.S., Baruzzi G.S. FENSAP-ICE: Ice Accretion in Multi-stage Jet Engines. *19th AIAA Computational Fluid Dynamics (San Antonio, Texas, 22-25 June 2009)*. AIAA 2009-4158. DOI: 10.2514/6.2009-4158
29. Habashi W., Aubé M., Baruzzi G., Morency F., Tran P. FENSAP-ICE: a fully-3D in-flight icing simulation system for aircraft, rotorcraft and UAVS. *24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2004.
30. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018, vol. 72, no. 4, pp. 166-171.
31. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Numerical investigation of the aerodynamic loads and hinge moments of the flap with boundary layer control. *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol. 1959, no. 1, 050024. DOI: 10.1063/1.5034652
32. Lawford J.A., Foster D.N. *Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Wing Section with Plain Leading- and Trailing-Edge Flaps having Boundary-Layer Control by Blowing*. London, Her Majesty's Stationery Office, 1969. Reports and Memoranda No. 3639.
33. Starikov Yu.N., Kovrizhnykh E.N. *Osnovy aerodinamiki letatel'nogo apparata* (Fundamentals of aircraft aerodynamics), Ulyanovsk, UVAU GA, 2004, p. 7.