

Численные исследования обтекания щелевой и бесщелевой механизации крыла магистрального самолета в реальных условиях полета

© Х. Мусса¹, О.В. Павленко^{1,2}

¹ Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

² Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия
E-mail: mussa.kh@phystech.edu, olga.v.pavlenko@yandex.ru

Поступило в Редакцию 2 мая 2024 г.

В окончательной редакции 13 сентября 2024 г.

Принято к публикации 30 октября 2024 г.

Представлены результаты численного исследования влияния щелей в механизации крыла при заходе на посадку в условиях обледенения. Показано, что бесщелевое адаптивное крыло в диапазоне небольших углов атаки менее подвержено негативному воздействию обледенения, а ледяные наросты на нем не вносят существенных изменений в форму профиля крыла в отличие от случая щелевого механизированного крыла. Расчеты выполнены по программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, щелевая механизация, бесщелевое адаптивное крыло, обледенение, CFD-методы.

DOI: 10.61011/PJTF.2024.23.59396.6491k

Совершенствование авиационной техники происходит постоянно. Предлагаются все новые подходы к решению задачи улучшения взлетно-посадочных и крейсерских характеристик летательных аппаратов. В настоящее время во многих странах ведутся поисковые исследования по созданию крыла с геометрией, обладающей непрерывной производной на всех режимах полета (в частности, адаптивного крыла) [1,2].

По программе, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, проведено численное исследование щелевой и бесщелевой механизации крыла магистрального самолета в реальных условиях полета при заходе на посадку из режима „Ожидание“. Опасность данного режима полета с точки зрения обледенения состоит в том, что самолет летит с относительно небольшой скоростью на небольшой высоте, где может попасть в зону с большим содержанием переохлажденных капель воды при отрицательной температуре его поверхности. При этом форма, величина и плотность образованного на поверхности самолета льда зависят от метеорологических условий и условий полета.

Модель скомпонована из фюзеляжа, крыла с отклоненной в посадочное положение механизацией (угол отклонения предкрылка $\delta_{slat} = 20^\circ$, угол отклонения закрылка $\delta_{flap} = 36^\circ$) и горизонтального оперения (рис. 1). Площадь базовой трапеции 1/2 крыла $S_{1/2 wing} = 192 \text{ m}^2$, средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла составляет 7 м, размах крыла 29.5 м. При построении бесщелевого адаптивного крыла щели на исходном механизированном крыле (рис. 1, а) были за-

крыты новой поверхностью, построенной по касательной к исходной (рис. 1, б).

Численное 3D-исследование проведено на левой половине модели самолета с учетом плоскости симметрии. Для расчета была построена структурированная сетка, содержащая около $1.2 \cdot 10^7$ ячеек, из них 155 ячеек расположены по хорде крыла и 20 ячеек по высоте „O-grid“ (специальный тип сетки для корректного расчета пограничного слоя). Расчет в программе ANSYS FLUENT был выполнен с использованием *realizable k- ϵ* модели турбулентности с улучшенным моделированием параметров турбулентности вблизи стенки и с учетом влияния градиента давления. Метод *k- ϵ* основан на совместном решении уравнений кинетической энергии *k*, скорости диссипации ϵ турбулентных пульсаций и переноса импульса. В пристеночной области использовалась однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям в пограничном слое.

Влияние наличия щелей на аэродинамические характеристики крыла рассмотрено в диапазоне углов атаки $-5 \leq \alpha \leq 25^\circ$ при числах Маха $M = 0.4$ и Рейнольдса $Re = 60 \cdot 10^6$. Расчеты выполнены как в сухом воздухе, так и в условиях обледенения.

Наращение льда на поверхности самолета было рассчитано при помощи программы FENSAP-ICE [3] для угла атаки $\alpha = 2^\circ$ на высоте полета $H = 500 \text{ m}$ при температуре окружающей среды $T = 268 \text{ K}$. При обледенении принималось постоянное среднеарифметическое значение диаметра капель, равное $20 \mu\text{m}$. Плотность сформированного программой FENSAP-ICE льда была принята постоянной ($\rho_{ice} = 917 \text{ kg/m}^3$), содержание в

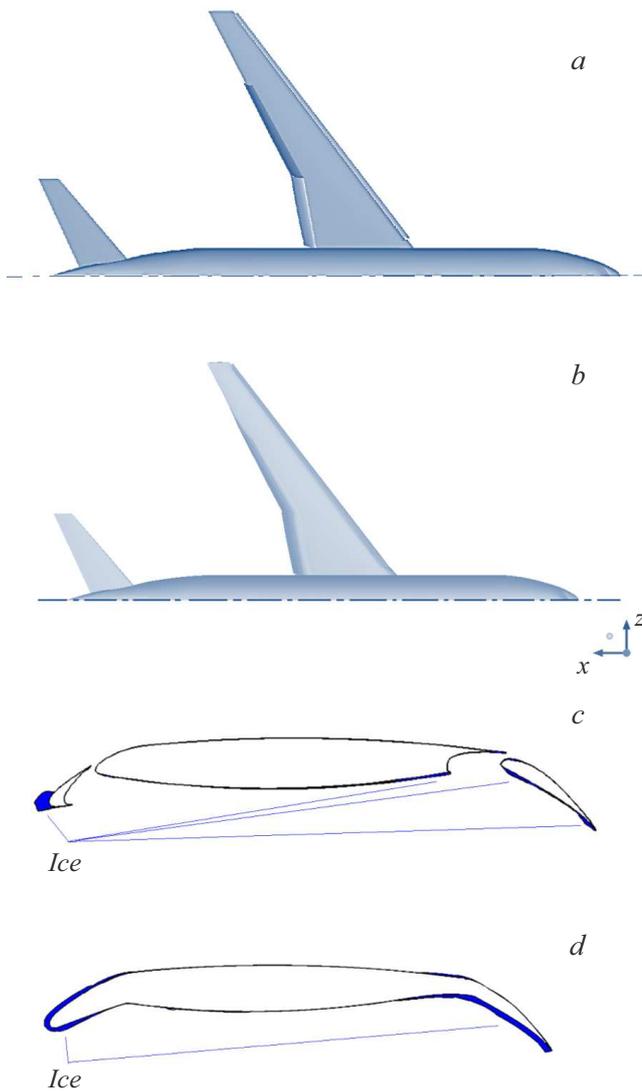


Рис. 1. Общий вид модели самолета. *a* — вид сверху на расчетную модель со щелевой механизацией крыла; *b* — вид сверху на расчетную модель с бесщелевым адаптивным крылом; *c* — сечение САХ щелевой механизации крыла со льдом; *d* — сечение САХ бесщелевого адаптивного крыла со льдом.

воздухе жидкой фазы воды (LWC) равнялось 0.005 kg/m^3 . Формы льда в сечении средней аэродинамической хорды крыла показаны на рис. 1, *c, d*.

Сначала расчет аэродинамических характеристик моделей самолета был проведен безо льда программой ANSYS FLUENT. Затем результаты этого расчета были использованы программой FENSAP-ICE для оценки смачиваемости поверхности летательного аппарата водяными каплями и формирования ледяных наростов. Воспроизведение процесса нарастания льда в программе основывается на моделировании осаждения жидкости, вызванного падающими каплями, в виде тонкой жидкой пленки. Высота жидкой пленки вычисляется в узлах сетки на твердой поверхности [4].

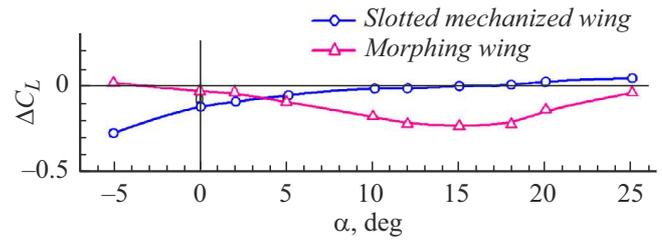


Рис. 2. Приращение коэффициента подъемной силы при обледенении крыла в зависимости от угла атаки.

Наросший на крыле лед имеет различную форму и высоту в зависимости от наличия щелей, которые влияют на скосы потока и скорости при обтекании крыла. Максимальная высота льда в районе средней аэродинамической хорды крыла со щелевой механизацией в его носовой части составляет 3% САХ, а для бесщелевого адаптивного крыла — около 1.4% САХ. Но на нижней стороне отклоненного закрылка у крыла со щелевой механизацией нарастает меньше льда (рис. 1, *c, d*). Эта особенность связана с различием в полях скоростей в районе нижней поверхности закрылка. Щель между крылом и закрылком увеличивает скосы потока в районе нижней поверхности закрылка и изменяет местные углы атаки, она направляет поток воздуха с нижней поверхности на верхнюю, увеличивая при этом его скорость. Таким образом, часть охлажденных капель, летящая по направлению к нижней поверхности закрылка, сносится этим потоком через щель вверх, тогда как на закрылке бесщелевого адаптивного крыла капли растекаются вниз по потоку и равномерно намерзают на его нижней поверхности.

После расчета форм льда построенные программой FENSAP-ICE математические формы обледенения были перенесены с помощью файла с их геометрическими данными в программу ANSYS ICEM CFD, в которой были построены новые расчетные сетки со льдом, а затем в программе FLUENT было рассчитано влияние обледенения на аэродинамические характеристики модели.

Приращения коэффициента подъемной силы при обледенении крыла в зависимости от угла атаки были получены как разность коэффициентов подъемной силы модели самолета со льдом и безо льда: $\Delta C_L = \Delta C_{L \text{ ice}} - C_{L \text{ without ice}}$ (рис. 2). Показано, что в диапазоне углов атаки $-5 \leq \alpha \leq 5^\circ$ воздействие обледенения на крыло с отклоненной щелевой механизацией сильнее, чем в случае бесщелевого адаптивного крыла, но при увеличении угла атаки $\alpha > 5^\circ$ бесщелевое адаптивное крыло со льдом существенно теряет подъемную силу по сравнению с механизированным щелевым крылом. По распределению давления на рис. 3 видно, что при угле атаки $\alpha = 2^\circ$ наблюдаются существенные различия в обтекании носовой части профиля крыла в районе средней аэродинамической хорды. Вследствие

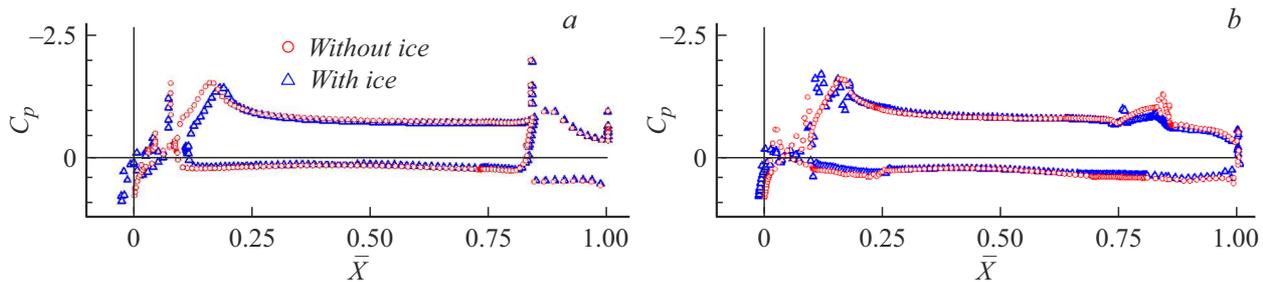


Рис. 3. Распределение коэффициента давления в сечении САХ для щелевой механизации крыла (а) и бесщелевого адаптивного крыла (б). $\alpha = 2^\circ$.

нарастания льда на носовой части щелевого механизированного крыла давление на нем увеличивается, тогда как обледенение бесщелевого адаптивного крыла несущественно влияет на распределение давления.

Численные исследования показали, что при нарастании льда при угле атаки $\alpha = 2^\circ$ построенное бесщелевое адаптивное крыло в диапазоне небольших углов атаки $-5 \leq \alpha \leq 5^\circ$ менее подвержено негативному воздействию обледенения, при этом ледяные наросты на нем не вносят существенных изменений в форму профиля крыла в отличие от случая крыла со щелевой механизацией.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] M. Battipede, E. Cestino, G. Frulla, S. Gerussi, P. Gili, in *27th Int. Congress of the aeronautical sciences (ICAS)* (Nice, France, 2010), p. 1–14.
https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/231.PDF
- [2] A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, S.I. Skomorohov, in *29th Int. Congress of the aeronautical sciences (ICAS)* (St. Petersburg, 2014), p. 1–8.
https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0390_paper.pdf
- [3] H. Beaugendre, F. Morency, W.G. Habashi, *J. Aircraft*, **40** (2), 239 (2003). DOI: 10.2514/2.3113
- [4] И.А. Амелюшкин, О.В. Павленко, А.В. Февральских, М.Г. Реслан, Х. Мусса, С.Б. Кинса, *Уч. зап. ЦАГИ*, **54** (3), 10 (2023).