

Численные исследования уменьшения влияния неблагоприятных метеорологических условий на аэродинамические характеристики профиля крыла

© И.Ю. Белоусов,¹ О.В. Павленко,^{1,2} А.В. Февральских,³ С.Б. Кинса,² Йе Хтун²

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, 140180 Жуковский, Московская обл., Россия

² Московский физико-технический институт, 141701 Долгопрудный, Московская обл., Россия

³ Московский авиационный институт, 125993 Москва, Россия

e-mail: ivan.belousov@phystech.edu, olga.v.pavlenko@yandex.ru, a.fevralskikh@gmail.com, kindysandos01@gmail.com, yetun53@gmail.com

Поступило в Редакцию 29 апреля 2025 г.

В окончательной редакции 19 августа 2025 г.

Принято к публикации 27 августа 2025 г.

Представлены результаты численного исследования влияния изменения температуры на образования льда на прямом крыле с асимметричным профилем. Результаты расчета влияния льда на аэродинамические характеристики крыла показывают, что лед, образованный на угле атаки 2° , практически не влияет на подъемную силу и момент тангажа, а оказывает негативное влияние на сопротивление и аэродинамическое качество крыла. Анализ результатов расчета веса нарастающего льда показал, что для крыла летательного аппарата в зависимости от его аэродинамического профиля существует оптимальный угол атаки — с точки зрения минимального по весу нарастания льда — и оптимальный угол атаки нарастания льда, форма которого оказывает минимальное воздействие на его аэродинамические характеристики.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, обледенение прямого крыла, температура обледенения, цифровое моделирование, CFD-методы.

DOI: 10.61011/JTF.2025.12.61802.271-25

Обледенение несущих поверхностей является одним из наиболее опасных природных воздействий на летательный аппарат. Налипание льда на несущих поверхностях искажает их обводы и ухудшает аэродинамические характеристики летательного аппарата.

Известно, что температура воздуха в атмосфере неоднородна и зависит от высоты. Наиболее интенсивное обледенение наблюдается в условиях, когда температура поверхности летательного аппарата близка к температуре замерзания воды, а в воздухе содержится большое количество переохлажденных водных капель, например, при полете в облаках. Известно, что чаще всего обледенение летательных аппаратов происходит при температурах от 0°C до -15°C [1–3].

Проведено численное исследование влияния изменения температуры на образования льда на прямом крыле с асимметричным профилем Clark Y+, относительной толщины 12%, максимальная толщина профиля находится на 33% хорды профиля от носовой части крыла. Относительное удлинение крыла $\lambda = 5$, хорда крыла постоянная по всему размаху крыла $b = 0.64 \text{ m}$ и площадь проекции на плоскость XOZ $S = 2.048 \text{ m}^2$.

Для расчета в программе ICEM CFD была построена структурированная сетка, содержащая около 10 миллионов ячеек. Значение параметра y^+ в первом пристеночном узле $y^+ \leq 0.734$.

Цифровое моделирование обтекания крыла выполнено в программе ANSYS Fluent на угле атаки $AoA = 2^\circ$ при скорости набегающего потока $V = 80 \text{ m/s}$ в диапазоне температур от 0°C до -14°C . Методом конечных объемов решались уравнения Рэнольдса, замкнутые моделью турбулентности SST, — наиболее распространенной для моделирования течений данного типа. Динамическая вязкость воздуха была задана на основе кинетической теории по закону Сазерленда (Sutherland law) с использованием метода трех коэффициентов:

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S},$$

где μ — вязкость, $[\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})]$, T — статическая температура, $[\text{K}]$, μ_0 — исходное значение вязкости, $[\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})]$, T_0 — исходное значение статической температуры, $[\text{K}]$, S — значение эффективной температуры, $[\text{K}]$ (постоянная Сазерленда). Для воздуха при умеренной температуре и давлении $\mu_0 = 1.716 \cdot 10^{-5} \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$, $T_0 = 273.11 \text{ K}$ и $S = 110.56 \text{ K}$.

Формирование льда в расчете соответствовало условиям, когда капли воды замерзают частично при ударе, и частично растекаются. Размер капель был принят одинаковым и равным $20 \mu\text{m}$, содержание жидкой фазы воды в воздухе $IWC = 0.005 \text{ kg/m}^3$. Температура замерзания капель варьировалась от 0°C до -14°C . Вяз-

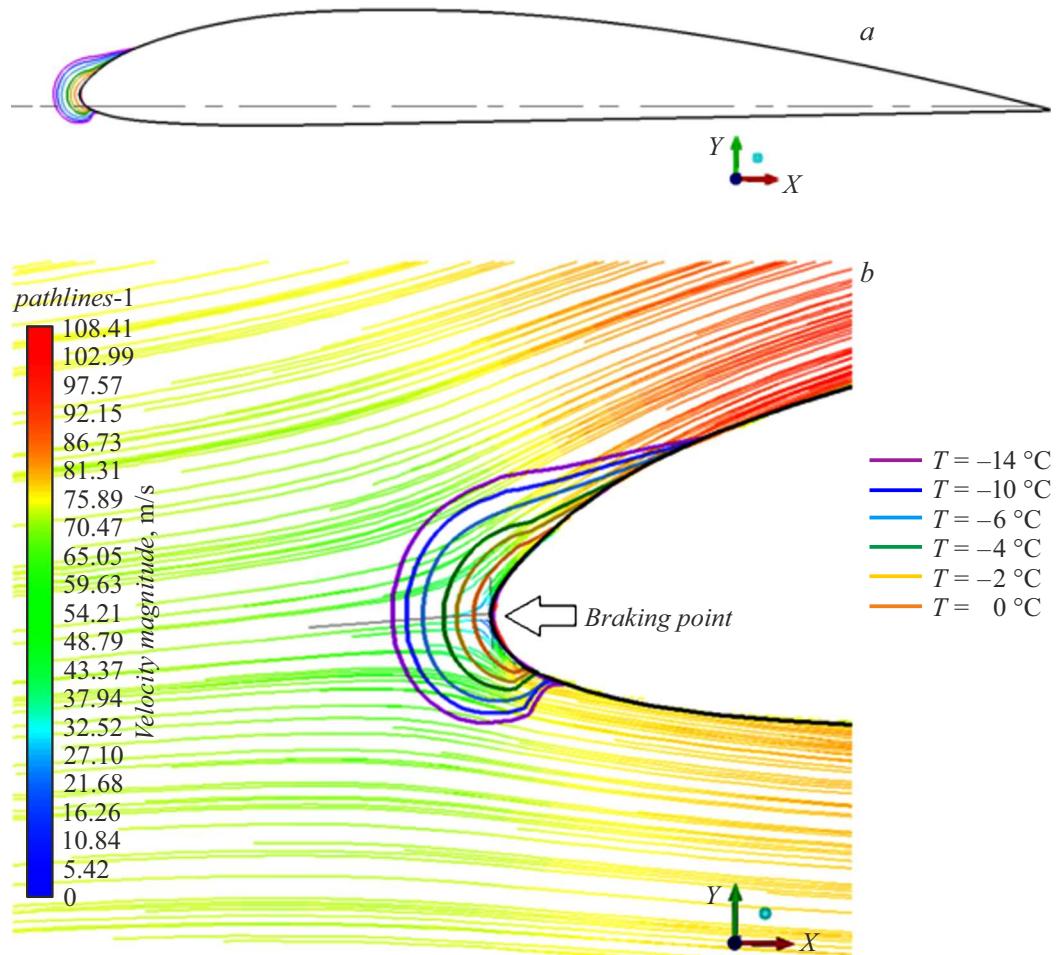


Рис. 1. Формы льда в среднем сечении крыла: *a* — формы льда в зависимости от температуры; *b* — линии тока по шкале скорости (м/с) при нарастании льда на передней кромке профиля, и точка торможения потока.

Условия расчета

Динамическая вязкость, μ , [$\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$]	Плотность, ρ , [kg/m^3]	Темпера-тура, К	Темпера-тура, $^{\circ}\text{C}$	Число Рэйнольдса, $\text{Re} \cdot 10^6$	Число Маха, M
$1.715 \cdot 10^{-5}$	1.16256	273	0	3.47	0.242
$1.705 \cdot 10^{-5}$	1.17114	271	-2	3.52	0.243
$1.695 \cdot 10^{-5}$	1.17985	269	-4	3.56	0.244
$1.685 \cdot 10^{-5}$	1.18869	267	-6	3.61	0.245
$1.665 \cdot 10^{-5}$	1.20677	263	-10	3.71	0.246
$1.645 \cdot 10^{-5}$	1.22540	259	-14	3.81	0.248

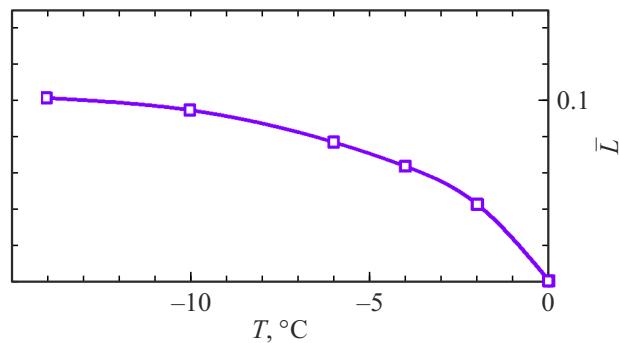


Рис. 2. Зависимость протяженности льда по профилю крыла от температуры.

кость среды рассчитывалась в зависимости от изменения температуры. Условия расчета представлены в таблице. Моделирование нарастания льда на крыле выполнено с использованием программы FENSAP-ICE [4], в которую импортировали сеточную модель области течения, построенную в программе ICEM CFD, и поле физических характеристик течения (давления, скорости и темпера-

туры), полученное программой ANSYS Fluent. Время нарастания льда $t = 10 \text{ min}$.

В результате численных исследований выявлена зависимость от температуры протяженности льда по профилю крыла (рис. 1) и его вес, рис. 2 и 3 соответственно. Вес льда P_{ice} выражен в процентном отношении к подъ-

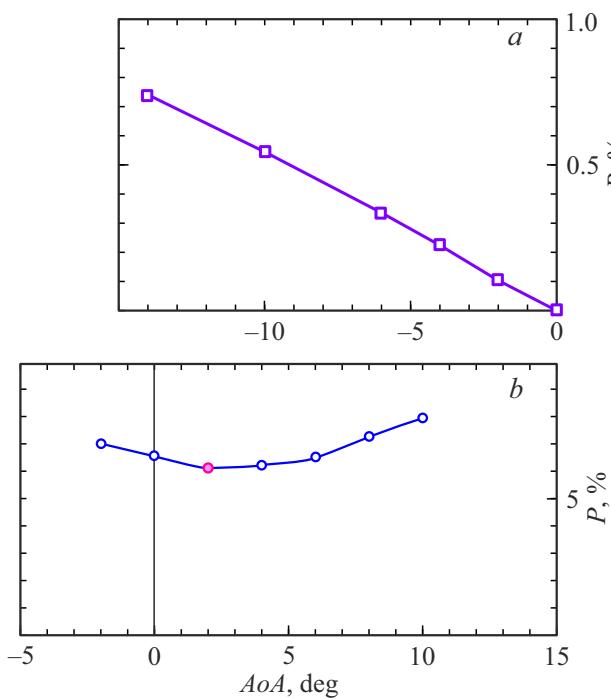


Рис. 3. Зависимости удельного веса льда от температуры при угле атаки 2° (a) и от угла атаки при температуре 268 К (b).

емной силе крыла со льдом $F_{y\text{ice}}$, полученной в расчете при данной температуре: $P = P_{\text{ice}} \cdot 100\% / F_{y\text{ice}}$ на угле атаки $\alpha = 2^\circ$. Приращение веса льда в зависимости от уменьшения температуры имеет линейный вид.

Результаты расчета влияния льда на аэродинамические характеристики крыла показывают, что лед, образованный на угле атаки $AoA = 2^\circ$, практически не влияет на подъемную силу и момент тангажа, а оказывает негативное влияние на сопротивление и аэродинамическое качество крыла. Следует отметить, что наибольшее увеличение сопротивления крыла вследствие обледенения наблюдается при температуре ниже -4°C . Так, например, при температуре $T = -6^\circ\text{C}$ образованный на крыле лед увеличивает сопротивление крыла в 1.3 раза.

Анализ результатов расчета веса нарастающего льда при различных углах атаки и температуре 268 К (рис. 3, b) показал, что для крыла летательного аппарата в зависимости от его аэродинамического профиля существует определенный угол атаки — с точки зрения минимального по весу нарастания льда — и угол атаки нарастания льда, форма которого оказывает минимальное воздействие на его аэродинамические характеристики. Таким образом, выявление допустимого диапазона углов атаки в условиях обледенения для различных крыловых профилей обеспечит более безопасный полет.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] О.К. Трунов. *Обледенение самолетов и средства борьбы с ним* (Машиностроение, М., 1965)
- [2] G.C. Abel. *Report of first (+second, +third) year on development of flight testing techniques for finding and measuring natural icing conditions* (ARC C.P., 1956–1958), № 221–223.
- [3] B.L. Messinger. JAS, **20** (1), 29 (1953). DOI: 10.2514/8.2520
- [4] H. Beaugendre, F. Morency, W. Habashi. J. Aircraft, **40** (2), 239 (2003).