## 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 Хтун 2

e-mail: ivan.belousov@phystech.edu, olga.v.pavlenko@yandex.ru, a.fevralskih@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  $0\,^{\circ}\mathrm{C}$  до  $-15\,^{\circ}\mathrm{C}$  [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  $b=0.64\,\mathrm{m}$  и площадь проекции на плоскость XOZ  $S=2.048\,\mathrm{m}^2$ .

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 и скорости набегающего потока  $V=80\,\mathrm{m/s}$  в диапазоне температур от  $0\,^\circ\mathrm{C}$  до  $-14\,^\circ\mathrm{C}$ . Методом конечных объемов решались уравнения Рэйнольдса, замкнутые моделью турбулентности SST, — наиболее распространенной для моделирования течений данного типа. Динамическая вязкость воздуха была задана на основе кинетической теории по закону Сазерленда (Sutherland low) с использованием метода трех коэффициентов:

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

где  $\mu$  — вязкость, [kg/(m · s)], T — статическая температура, [K],  $\mu_0$  — исходное значение вязкости, [kg/(m · s)],  $T_0$  — исходное значение статической температуры, [K], S — значение эффективной температуры, [K] (постоянная Сазерленда). Для воздуха при умеренной температуре и давлении  $\mu_0=1.716\cdot 10^{-5}$  kg/(m · s),  $T_0=273.11$  K и S=110.56 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 LWC =  $0.005\,\text{kg/m}^3$ . Температура замерзания капель варьировалась от  $0\,^{\circ}\text{C}$  до  $-14\,^{\circ}\text{C}$ . Вяз-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,

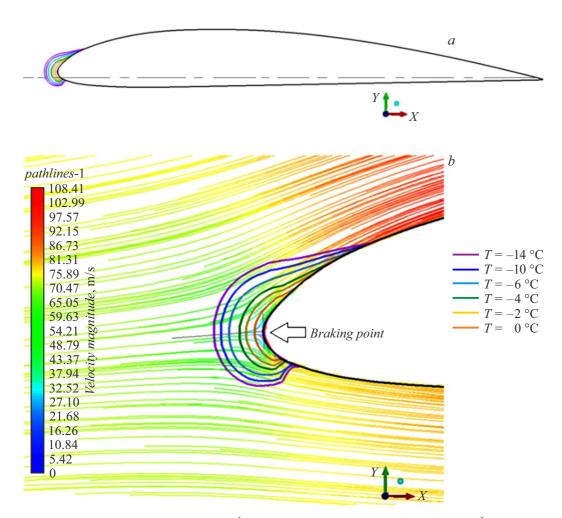
<sup>140180</sup> Жуковский, Московская обл., Россия

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Московский физико-технический институт,

<sup>141701</sup> Долгопрудный, Московская обл., Россия

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Московский авиационный институт,

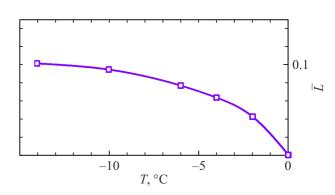
<sup>125993</sup> Москва, Россия



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

Условия ра	асчета
------------	--------

Динамическая вязкость, $\mu$ , [kg/(m·s)]	2-	Темпе- ратура, К		Число Рэйнольд- ca, Re·10 <sup>6</sup>	Число Маха, М
$1.715 \cdot 10^{-05}$	1.16256	273	0	3.47	0.242
$1.705 \cdot 10^{-05}$	1.17114	271	-2	3.52	0.243
$1.695 \cdot 10^{-05}$	1.17985	269	-4	3.56	0.244
$1.685 \cdot 10^{-05}$	1.18869	267	-6	3.61	0.245
$1.665 \cdot 10^{-05}$	1.20677	263	-10	3.71	0.246
$1.645 \cdot 10^{-05}$	1.22540	259	-14	3.81	0.248

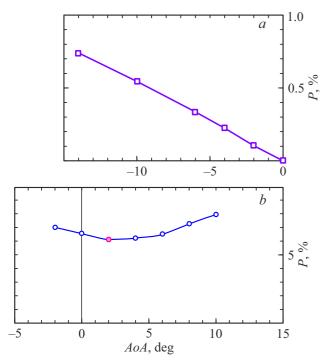


**Рис. 2.** Зависимость протяженности льда по профилю крыла от температуры.

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  $t=10\,\mathrm{min}$ .

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  $2^{\circ}$  (*a*) и от угла атаки при температуре 268 K (*b*).

емной силе крыла со льдом  $F_{y\,ice}$ , полученной в расчете при данной температуре:  $P=P_{ice}\cdot 100\,\%/F_{y\,ice}$  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  $-4^{\circ}$ C. Так, например, при температуре  $T=-6^{\circ}$ C образованный на крыле лед увеличивает сопротивление крыла в 1.3 раза.

Анализ результатов расчета веса нарастающего льда при различных углах атаки и температуре  $268 \, \mathrm{K}$  (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).