

Особенности формирования ледяных наростов на симметричном и несимметричном профиле и их влияние на аэродинамические характеристики крыла

© И.А. Амелюшкин^{1,2}, О.В. Павленко^{1,2}, А.В. Февральских³, М.К. Багдади²

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

² Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

³ Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, Россия
E-mail: Amelyushkin_Ivan@mail.ru

Поступило в Редакцию 11 мая 2023 г.

В окончательной редакции 29 сентября 2023 г.

Принято к публикации 30 октября 2023 г.

Представлены результаты численного исследования образования льда на крыле с симметричным и несимметричным профилем. Численные исследования нарастания льда на прямом крыле проведены в диапазоне углов атаки $-20 \leq \alpha \leq 20^\circ$ в условиях аэродинамического эксперимента в трубе при числах Маха $M = 0.12$ и Рейнольдса $Re = 0.7 \cdot 10^6$. Проведено сравнение расчетных аэродинамических характеристик крыла безо льда с экспериментальными данными. Выполнен анализ результатов нарастания льда.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, симметричный профиль крыла, несимметричный профиль крыла, нарастание льда.

DOI: 10.61011/PJTF.2023.24.56867.87A

Определение аэродинамических характеристик, а также параметров устойчивости и управляемости летательного аппарата с учетом возможного нарастания льда на его поверхности является актуальной задачей проектирования летательной техники, в частности объектов малой авиации, гидросамолетов и экранопланов. Опыт расчетов форм нарастающего льда и аэродинамических характеристик симметричных и несимметричных профилей по результатам численного моделирования на основе метода контрольных объемов указывает на существенные различия в сценариях образования ледяных наростов и, как следствие, влияния льда на аэродинамические характеристики. Целью настоящей работы является исследование особенностей налипания льда на крыло в зависимости от симметрии формы профиля. Указанные различия могут быть связаны с тем, что отклонение от симметрии формы при подлете каплей к обтекаемому телу способствует их инерционному осаждению в областях, где расстояние от траектории каплей до обтекаемого тела мало. Кроме того, увеличение кривизны профиля обтекаемого тела в нижней области увеличивает толщину пограничного слоя и время пребывания каплей в нем. При этом в силу инерции каплей при их попадании в пограничный слой их скорость будет превышать скорость потока в окрестности каплей и, как следствие, на капли будет действовать сила Сэффмана, направленная к обтекаемому телу вследствие отрицательной разности скоростей потока и каплей при их движении в пограничном слое.

В настоящей работе с использованием методов численного моделирования проведены параметрические исследования образования льда на прямом крыле с симметричным профилем NASA 642A015 и несимметрич-

ным профилем NASA 642A615. Расчетные модели прямых крыльев (рис. 1) с относительным удлинением 2.8 с различными профилями были построены в соответствии с геометрическими данными моделей в условиях аэродинамического эксперимента в трубе [1].

Расчеты влияния обледенения были проведены в трехмерной постановке задачи на прямом крыле, передняя кромка которого расположена перпендикулярно обтекающему его потоку, поэтому трехмерные эффекты были сведены к минимуму. Уравнение движения отдельных каплей имеет вид

$$\frac{d\mathbf{V}_p}{dt} = \mathbf{g} \left(1 - \frac{\rho}{\rho_p} \right) + \frac{9\mu}{2\rho_p a_p^2} \frac{C_D}{C_D^{\text{Stk}}} \times \left[\mathbf{V} - \mathbf{V}_p + 0.343 a_p \sqrt{\frac{\rho}{\mu}} \left| \frac{\partial \mathbf{V}_\tau}{\partial \mathbf{n}} \right| (\mathbf{V} - \mathbf{V}_p)_\tau \mathbf{n} \right],$$

где \mathbf{V}_p — скорость капли, \mathbf{g} — ускорение свободного падения капли, ρ — плотность воздуха, ρ_p — плотность капли воды, a_p — радиус капли, μ — динамическая вязкость воздуха. Второе слагаемое в правой части — сумма аэродинамической силы и силы Сэффмана, способствующей осаждению каплей в пограничном слое обтекаемого тела, \mathbf{n} — единичный вектор нормали, τ — касательной, C_D — коэффициент сопротивления, $C_D^{\text{Stk}} = 24/Re_p$ (Re_p — число Рейнольдса движения каплей относительно несущего их потока), индекс p означает particle (частица). При обезразмеривании на характерные скорость потока и размер обтекаемого тела перед первым слагаемым будет величина, обратная числу Фруда ($1/Fr = gL/V^2 \approx 10^{-4} \ll 1$), а перед вторым — величина, обратная числу Стокса

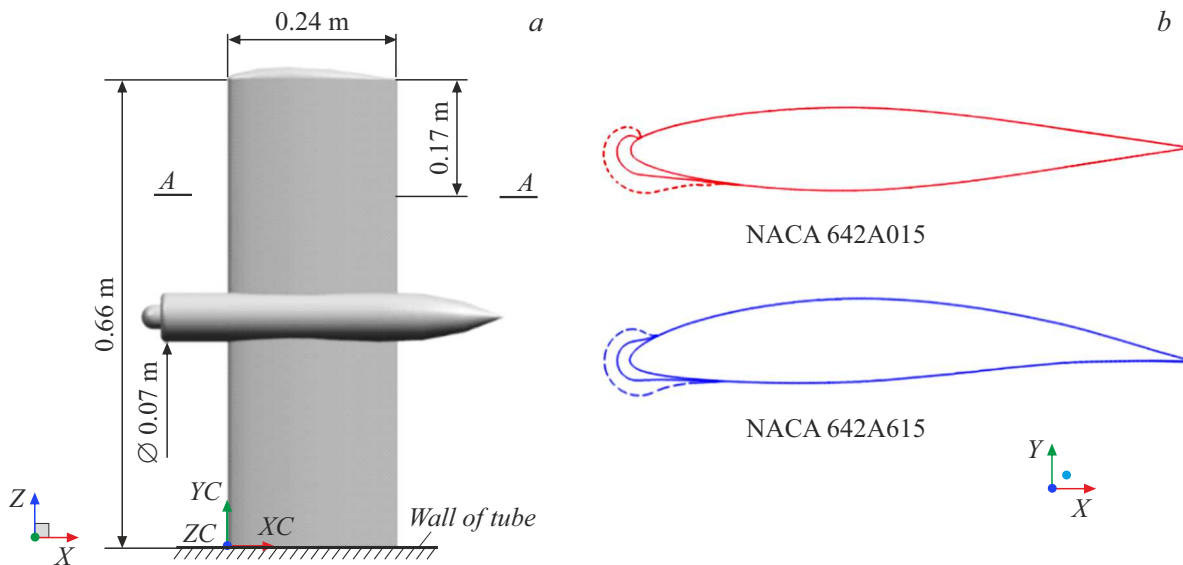


Рис. 1. Расчетная модель крыла. *a* — общий вид; *b* — формы льда, сформированные при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ в сечении крыла А–А. $t_{ice} = 10 \text{ min}$ (сплошные линии) и 30 min (штриховые линии).

($1/Stk = 9\mu L/2\rho_p a_p^2 V \approx 2$). Таким образом, влияние гравитации пренебрежимо мало, а область попадания капле на крыло сопоставима с толщиной профиля крыла. Уравнения изменения импульса и энергии несущего частицы газа имеют следующий вид:

$$\rho \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \nabla \hat{\mathbf{P}} - \mathbf{f}, \quad \rho \frac{de}{dt} = \nabla \hat{\mathbf{P}} \mathbf{V} - \nabla(-\lambda \nabla T) - \varepsilon,$$

где \mathbf{f} и ε — плотности потоков импульса и энергии межфазного взаимодействия, $\hat{\mathbf{P}}$, e и λ — тензор напряжений, плотность внутренней энергии и коэффициент теплопроводности несущей фазы.

Для расчета нарастания льда была использована программа ANSYS FENSAP-ICE. Расчет движения и осаждения капле водной среды в воздушном течении выполнен в данном программном пакете с применением модуля DROP3D в эйлеровой постановке. В основе расчета формы льдообразования в ANSYS FENSAP-ICE использована термодинамическая модель Мессингера. Расчет образования рыхлого льда на крыле проведен при температуре окружающей среды 268 К (-5°C) с содержанием в воздухе жидкой фазы воды $LWC=0.005 \text{ kg/m}^3$ при постоянном среднearифметическом значении диаметра капле 20 μm . В настоящей работе рассмотрено формирование гладкого льда. Формы льда, сформированные при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ за 10 и 30 min на симметричном и несимметричном профилях крыла, показаны на рис. 1, *b*.

Для расчетов в программе ICEM CFD была построена структурированная сетка, содержащая около 10^7 ячеек, из них 100 ячеек по хорде и столько же по размаху крыла. Для разрешения пограничного слоя была создана специальная сетка o-grid, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 20 ячеек. В пристеночной области использовалась однопараметрическая модель турбулентности, адаптированная к течениям с

малыми числами Рейнольдса. Численные исследования влияния ледяных наростов на аэродинамические характеристики крыла проведены в программе ANSYS FLUENT с использованием $k-\omega$ SST модели турбулентности. Решаемые в процессе расчета уравнения были аппроксимированы с помощью конечно-объемных схем второго порядка точности. Расчеты в диапазоне углов атаки $-20 \leq \alpha \leq 20^\circ$ при числах Маха $M = 0.12$ и Рейнольдса $Re = 0.7 \cdot 10^6$ в настоящей работе приведены для времени обледенения 10 min.

Приращения аэродинамических характеристик были получены как разность коэффициентов сил и моментов крыла со льдом ($t = 10 \text{ min}$) и безо льда: $\Delta C_l = C_{l \text{ ice}} - C_{l \text{ without ice}}$, $\Delta C_d = C_{d \text{ ice}} - C_{d \text{ without ice}}$, $\Delta C_m = C_{m \text{ ice}} - C_{m \text{ without ice}}$, где C_l — коэффициент подъемной силы крыла, $C_{l \text{ ice}}$ — со льдом, $C_{l \text{ without ice}}$ — безо льда, C_d — коэффициент сопротивления крыла, C_m — коэффициент момента тангажа. Результаты расчета показывают, что наличие льда увеличивает подъемную силу крыла в диапазоне углов атаки $-15^\circ \leq \alpha \leq 0$, но на крыле с симметричным профилем в меньшей степени (рис. 2, *a*), а при положительных углах атаки лед на крыле независимо от его профилировки несколько уменьшает подъемную силу. Существенное увеличение сопротивления наблюдается в основном на крыле с несимметричным профилем NACA 642A615 (рис. 2, *b*) в диапазоне углов атаки $-15 \leq \alpha \leq 5^\circ$ и при $\alpha > 15^\circ$. Влияние обледенения на момент тангажа в зависимости от угла атаки особенно сильно сказывается для крыла с несимметричным профилем (рис. 2, *b*). Причиной возникновения нескольких максимумов и минимумов, особенно для несимметричного профиля, являются срывное обтекание с образовавшегося льда ($\alpha = -10^\circ$, $\alpha = 15^\circ$) и увеличение при этом высоты отрывной зоны, а также присоединенный к крылу срыв

Аэродинамические коэффициенты крыла

Угол атаки, deg	Симметричный профиль крыла				Несимметричный профиль крыла			
	безо льда		со льдом		безо льда		со льдом	
	C_y	C_x	$C_{y\ ice}$	$C_{x\ ice}$	C_y	C_x	$C_{y\ ice}$	$C_{x\ ice}$
-10	-0.557	0.096	-0.469	0.110	-0.353	0.078	-0.232	0.123
0	0.007	0.029	0.007	0.031	0.145	0.0389	0.209	0.044
15	0.534	0.189	0.494	0.186	0.833	0.183	0.799	0.199

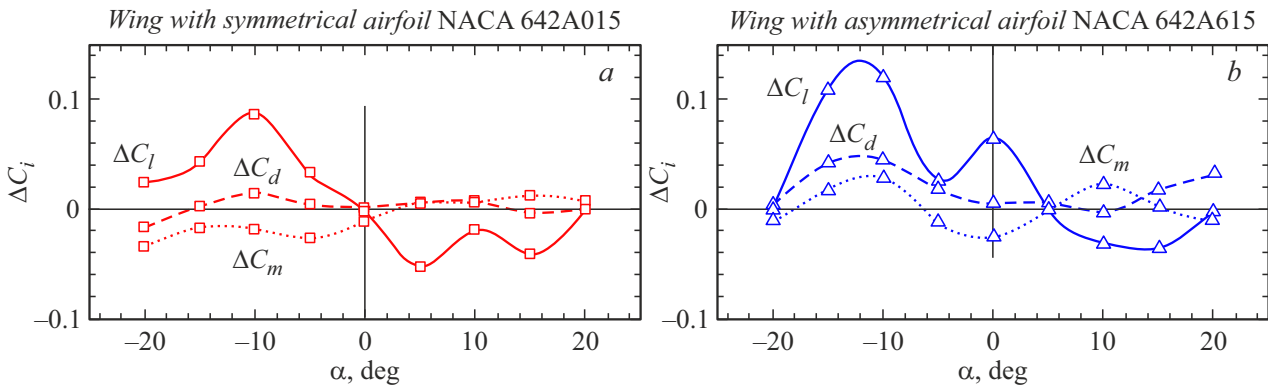


Рис. 2. Зависимости приращения аэродинамических коэффициентов вследствие обледенения летательного аппарата от угла атаки. *a* — крыло с симметричным профилем; *b* — крыло с несимметричным профилем.

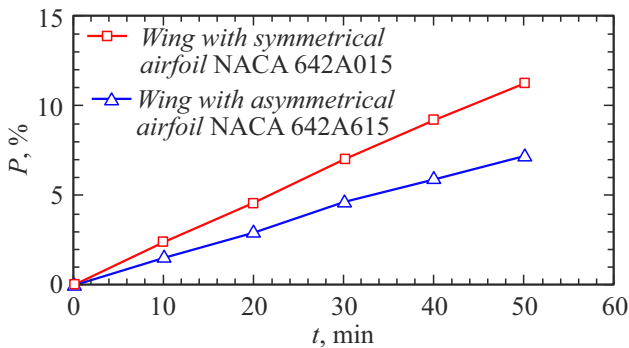


Рис. 3. Приращение веса нарастания льда в зависимости от времени.

потока с ледяного нароста ($\alpha = 0$). Аэродинамические характеристики при некоторых углах атаки показаны в таблице.

Анализ расчетных данных показал, что аэродинамические характеристики крыла с симметричным профилем NACA 642A015 менее подвержены влиянию обледенения и их приращения вследствие обледенения ближе к линейной зависимости при $\alpha > 0$. Результаты расчета веса нарастающего льда в зависимости от времени представлены на рис. 3, где приращение веса нарастания льда показывает, на сколько процентов увеличивается вес крыла с течением времени при формировании ледяных наростов. Эти зависимости носят линейный характер. На крыле с симметричным профилем со временем

нарастает значительно больше льда, чем на крыле с несимметричным профилем. Следует отметить, что производная функции приращения льда от времени на крыле с симметричным профилем NACA 642A015 в 1.6 раза больше, чем у крыла с несимметричным профилем.

Численные исследования влияния ледяных наростов на аэродинамические характеристики крыла показали, что при относительно небольшом времени обледенения (10 min) лед на крыле с симметричным профилем оказывает меньшее влияние на аэродинамические характеристики крыла, чем на крыле с несимметричным профилем. Видно, что на крыле с симметричным профилем скорость роста льда значительно больше, что может быть связано с тем, что под углом атаки у инерционно осаждающихся на крыле капель меньше времени на приобретение скорости несущего их потока. Это приводит к большим значениям скорости удара капель (по сравнению со случаем несимметричного профиля) и, как следствие, к увеличению плотности потока массы кристаллизующихся частиц жидкости.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] T. Sinnige, N. van Arnhem, T.C.A. Stokermans, G. Eitelberg, L.L.M. Veldhuis, J. Aircraft, **56** (1), 295 (2019). DOI: 10.2514/1.C034978