

УДК 533.69; 533.6.011.32

Исследование скачкообразного изменения подъемной силы на толстом каплевидном профиле при малых числах Рейнольдса *

М.А. Акимов, П.А. Поливанов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

Новосибирский государственный технический университет

E-mail: akimovma@itam.nsc.ru

В двух аэродинамических трубах экспериментально исследуется крыло с каплевидным профилем относительной толщиной 40 %. Эксперимент проводится при числах Рейнольдса от $2 \cdot 10^4$ до $12 \cdot 10^4$ и углах атаки от -10° до $+10^\circ$, выполнены весовые измерения и количественная визуализация PIV-методом. Показано существенное влияние пульсаций набегающего потока на коэффициенты аэродинамических сил профиля. Выявлены следующие эффекты: кризис аэродинамического сопротивления, гистерезис коэффициента подъемной силы по углу атаки и реверс направления подъемной силы. Анализ данных позволил определить причины этих эффектов.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, толстый аэродинамический профиль, малые числа Рейнольдса, отрыв потока, реверс подъемной силы.

В последнее время все более актуальны задачи исследования толстых аэродинамических профилей с относительной толщиной более 30 % при низких числах Рейнольдса ($< 10^5$). К таким профилям относятся стойки, обтекатели выносных элементов и фюзеляжи малоразмерных беспилотных летательных аппаратов различного типа [1, 2], мачты яхт, рамы велосипедов и др. Необходимость применения толстых профилей продиктована конструктивными требованиями к жесткости конструкции, большому внутреннему объему, эргономике и т.п.

Проблема ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и его влияние на отрывные течения исследуется на протяжении почти 100 лет. Хорошо изучена механика кризиса сопротивления [3]. Это явление больше свойственно плохообтекаемым телам и проявляется уже при угле атаки, равном нулю. Для классических крыловых аэродинамических профилей относительно толщины меньше 20 % при нулевом угле атаки кризис сопротивления практически не проявляется. Однако с изменением угла атаки структура течения может измениться значительно. Так при малых числах Рейнольдса, кроме кризиса сопротивления, могут наблюдаться скачкообразное изменение коэффициента подъемной силы и гистерезис по углу атаки [4–7]. Толстые аэродинамические профили, относительная толщина которых превышает 20 %, при больших числах Рейнольдса в целом имеют схожий характер зависимостей коэффициентов аэродинамических сил от угла

* Работа выполнена за счет гранта РФФ 20-49-08006.

атаки в окрестности ноля [8]. Однако было обнаружено, что для толстых аэродинамических профилей типа NASA 0036 при числах Рейнольдса ниже 10^6 кривая зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки имеет отрицательный наклон в окрестности ноля [9–12], что чаще характерно для плохообтекаемых тел типа квадратного цилиндра. Кроме того, было показано, что современные коды на основе уравнений Рейнольдса не позволяют правильно находить величину подъемной силы. Также в работе [13] было обнаружено, что при околонулевых углах атаки возможно скачкообразное изменение подъемной силы при изменении числа Рейнольдса. Эти эффекты недостаточно описаны в литературе, поэтому авторам представляется полезным изучение изменения подъемной силы толстого профиля при малых числах Рейнольдса (порядка 10^4). Поскольку на ЛТП и отрыв потока влияет его начальная турбулентность, исследования было решено выполнить при различном уровне пульсаций набегающего потока.

В настоящей работе рассматривается симметричный каплевидный профиль с закругленной задней кромкой и большой относительной толщиной — 40 % (рис. 1). Аэродинамическая модель, как и в работе [13], представляла собой прямоугольное крыло размахом 0,4 м с хордой b , равной 0,1 м. Она крепилась к державке внешних трехкомпонентных тензометрических весов на задней кромке по оси симметрии крыла.

Эксперименты выполнялись в двух дозвуковых аэродинамических трубах (АТ) кафедры Аэрогидродинамики Новосибирского государственного технического университета: СС-19 НГТУ и Т-503 НГТУ. Они относятся к установкам замкнутого типа с открытой рабочей частью. Первая имеет эллиптическое поперечное сечение с осями 0,6 и 0,8 м, вторая — круглое с диаметром 1,2 м. Длины их рабочих частей составляют 1,5 м и 2 м соответственно. Эксперименты проводились при скоростях потока от 3 до 18 м/с, что соответствует числам Рейнольдса от $2 \cdot 10^4$ до $12 \cdot 10^4$, и в диапазоне углов атаки от -10° до $+10^\circ$. Все варьируемые параметры изменялись в прямом и обратном направлениях для выявления эффекта гистерезиса.

Для исследования структуры течения в дополнение к весовым испытаниям были проведены измерения полей скорости методом цифровой трансверсной визуализации (PIV, Particle Image Velocimetry). Съемка смещения частиц осуществлялась двумя камерами с разрешением 1360×1024 . Камеры монтировались таким образом, чтобы обеспечивать небольшое перекрытие областей измерения. Измерения были выполнены в сечении $Z/L = 0,04$ относительно плоскости симметрии крыла.

Зависимость коэффициента сопротивления от числа Рейнольдса показана на рис. 2а. Результаты, полученные в АТ Т-503 НГТУ, оказались близки к результату работы [13]. Хорошо видно, что в АТ СС-19 величина сопротивления в диапазоне чисел Рейнольдса от $2 \cdot 10^4$ до $6 \cdot 10^4$ существенно ниже, чем в установке Т-503, что свидетельствует о наличии присоединенного течения в установке СС-19 в данном диапазоне чисел Рейнольдса. Причиной этого является более высокий уровень пульсаций в АТ СС-19, составивший $\approx 0,6-0,7\%$ от скорости набегающего потока по сравнению с Т-503, где уровень пульсаций составлял $\approx 0,2\%$ от скорости набегающего потока. Более высокий уровень пульсаций приводит к турбулизации пограничного слоя при более низких числах Рейнольдса, поэтому глобального отрыва не происходит. На рис. 2а также представлены результаты численного анализа, выполненного в программе X-foil, в которой проводится расчет аэродинамических характеристик профиля на основе панельного метода с учетом

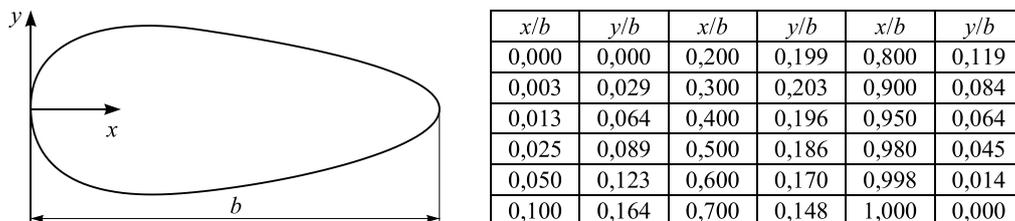


Рис. 1. Эскизный чертеж и координаты каплевидного профиля, отнесенные к хорде крыла.

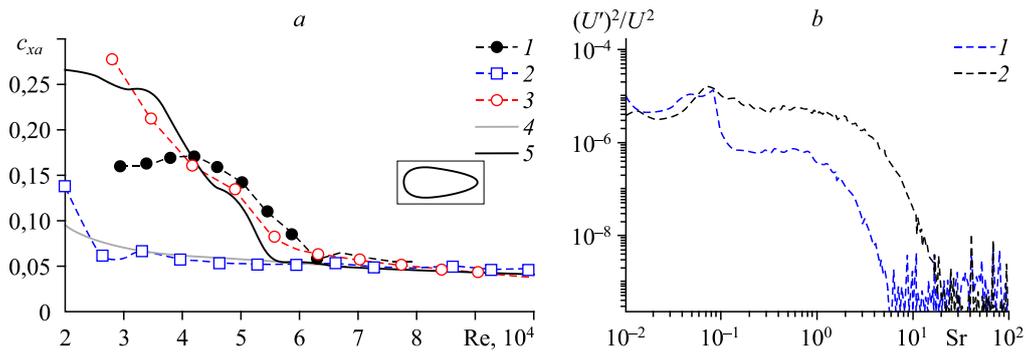


Рис. 2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления крыла от числа Рейнольдса при нулевом угле атаки ($\alpha = 0$) (a) и спектральная плотность мощности пульсаций скорости в набегающем потоке при скорости 5 м/с (b).

Данные работы [13] (1), экспериментальные данные, полученные на установках СС-19 (2) и Т-503 (3), и результаты расчетов в программе X-foil при $N = 3$ (4) и $N = 9$ (5).

влияния пограничного слоя. В ней положение ламинарно-турбулентного перехода определяется с помощью e^N -метода [14]. Результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных показывают, что кризис сопротивления для Т-503 наблюдается при значении параметра $N = 9$, что существенно выше величины $N = 3$, соответствующей установке СС-19. Основываясь на результатах численного анализа, можно утверждать, что уровень пульсаций в набегающем потоке, приводящий к турбулизации пограничного слоя, в установке СС-19 в $e^9/e^3 \approx 400$ раз выше, чем в Т-503. Причину столь существенной разницы можно понять с помощью рис. 2b. Здесь число Струхала Sr рассчитывалось по скорости набегающего потока и хорде профиля. В диапазоне низких частот спектры пульсаций хорошо совпадают между собой, но в высокочастотной части отношение амплитуд пульсаций, полученных в двух установках, может составлять более двух порядков. Характерные частоты ламинарного пограничного слоя лежат в диапазоне $Sr > 10$. Это объясняет столь существенную разницу в величине параметра N для двух аэродинамических труб. Полученные величины параметра N позволяют считать установку Т-503 «тихой», а СС-19 «шумной», по крайней мере, для исследуемого профиля.

Рассмотрим зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для двух чисел Рейнольдса (рис. 3). Данные на рис. 3a получены для скорости набегающего потока 5 м/с. Для этой скорости в обеих установках при нулевом угле атаки формируются

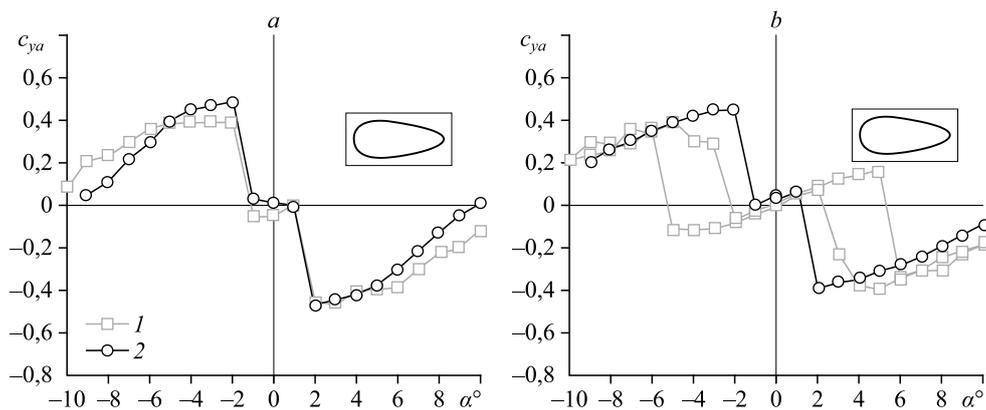


Рис. 3. Зависимости коэффициента подъемной силы крыла от геометрического угла атаки при скоростях потока 5 (a) и 10 (b) м/с.

$a - V = 5 \text{ м/с}, Re = 3,5 \cdot 10^4$, $b - V = 10 \text{ м/с}, Re = 7 \cdot 10^4$;
 экспериментальные данные, полученные на установках СС-19 (1) и Т-503 (2).

глобальные отрывные течения. Кривые на рис. 3*b* соответствуют скорости потока 10 м/с, при которой глобального отрыва потока при нулевом угле атаки не наблюдается из-за турбулизации пограничного слоя.

Рассмотрим более подробно рис. 3*b*. Видно, что коэффициент подъемной силы линейно растет при увеличении угла атаки до достижения некоторого максимума. При низком уровне начальной турбулентности в АТ Т-503 критические углы атаки малы и близки к $\pm 1^\circ$, а гистерезис отсутствует. После достижения критического угла атаки коэффициент подъемной силы резко падает и становится отрицательным. Происходит «реверс» подъемной силы. Далее с увеличением угла атаки величина подъемной силы продолжает расти, оставаясь отрицательной. При высоком уровне турбулентности потока в АТ СС-19 наблюдается схожее поведение данных. Однако критический угол атаки увеличивается до $\approx \pm 5^\circ$, кроме того возникает гистерезис, восстановление обтекания профиля происходит только при $\approx \pm 2^\circ$.

Результаты, полученные при низком числе Рейнольдса (рис. 3*a*), качественно схожи с данными, описанными выше для рис. 3*b*. При изменении угла атаки в пределах $\pm 1^\circ$ коэффициент подъемной силы остается примерно равным нулю (рис. 3*a*). Далее происходит скачкообразное изменение коэффициента подъемной силы. При угле атаки $\approx +2^\circ$ величина коэффициента подъемной силы отрицательна и достигает минимума. При положительных углах атаки подъемная сила в пределах исследованного диапазона остается отрицательной, но возрастает с дальнейшим ростом угла атаки. В отличие от данных, полученных при высоком числе Рейнольдса, на рис. 3*a* наблюдается хорошее согласование результатов, полученных в двух установках. Это означает, что для указанного режима уровень возмущений в потоке существенно не сказывается на коэффициенте подъемной силы и не влияет на критический угол атаки. Заметим, что для «тихой» АТ Т-503 эффект гистерезиса также был обнаружен, но при скоростях потока более ≈ 15 м/с ($Re \approx 10,5 \cdot 10^4$). Кроме того, при увеличении числа Рейнольдса потока наблюдается рост критического угла атаки, что, в общем, характерно для аэродинамических профилей.

Для анализа структуры течения были использованы результаты PIV-измерений. На рис. 4 приведен пример полей скорости, полученных в установке Т-503 НГТУ. Из-за затенения области измерения крепежной гайкой не удалось получить данных около задней кромки. Область в носовой части, которую не получилось охватить из-за малого угла обзора объектива камеры, обозначена белым цветом.

При небольшой скорости потока (5 м/с) и нулевом угле атаки течение является симметричным и наблюдается глобальный отрыв пограничного слоя на верхней и нижней поверхностях профиля. Рост угла атаки выше 1° (рис. 4) приводит к подавлению глобального отрывного течения на наветренной стороне (формируется локальный отрывной пузырь). На подветренной части профиля он сохраняется. На рис. 4*b* хорошо видно резкое нарастание пульсаций в области отрывного пузыря на наветренной части.

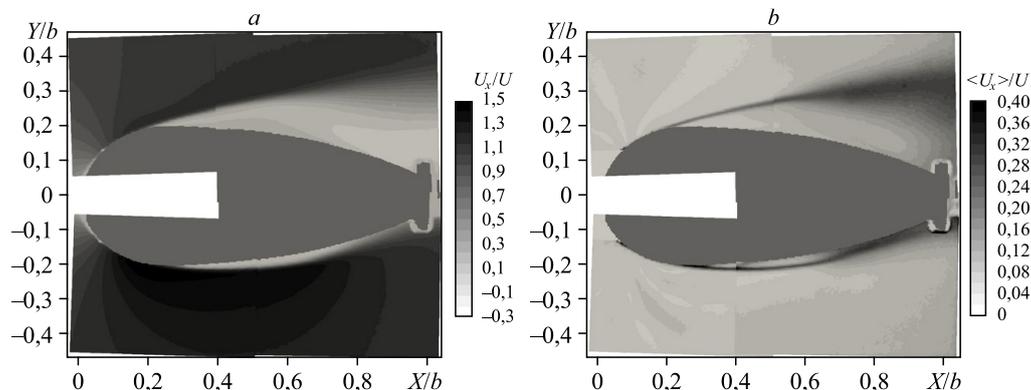


Рис. 4. Поля средней (а) и пульсационной (б) составляющих продольной компоненты скорости для угла атаки 3° при скорости потока 5 м/с.

Быстрая турбулизация потока на наветренной части приводит к присоединению течения. Далее из-за глобального отрыва потока на подветренной части происходит рост давления, что приводит к возникновению «реверса» подъемной силы.

Результаты, полученные PIV-методом, показали, что причина «реверса» подъемной силы при больших числах Рейнольдса (рис. 3а) заключается в возникновении глобального отрывного течения на подветренной стороне с сохранением безотрывного обтекания на наветренной стороне профиля при росте угла атаки.

Проведенные исследования показали, что для толстых аэродинамических профилей, обтекаемых при малых числах Рейнольдса ($\sim 10^4$), возникновение/подавление глобального отрыва потока происходит уже при околонулевых углах атаки. Это, в свою очередь, существенно сказывается на величине подъемной силы. Например, изменение угла атаки от -2° до $+2^\circ$ приводит к быстрому изменению коэффициента подъемной силы от $+0,4$ до $-0,4$. Обнаруженное явление может способствовать появлению нежелательных колебаний элементов конструкций и влиять на динамику полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. Также показано, что рост уровня пульсаций набегающего потока приводит к ослаблению этого эффекта при числах Рейнольдса больше $6 \cdot 10^4$.

Рассмотренные скорости потока (< 20 м/с) и хорда модели крыла (0,1 м) характерны для большинства малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. Поэтому при разработке таких аппаратов необходимо учитывать возможность возникновения выше описанных явлений. Этим обуславливается необходимость более подробного исследования толстых профилей и тел подобной формы при малых числах Рейнольдса.

Список литературы

1. Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Key features of the atmospheric boundary layer measurement by small unmanned aerial vehicles // Proceedings of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017) (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017): AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1893, No.1. P. 030153–1–030153-5.
2. Akimov M.A., Polivanov P.A. Study of the possibility of steady horizontal flight of the dual aircraft platform with the wind shear // XVI All-Russian Seminar with international participation «Dynamics of Multiphase Media» (Russia, Novosibirsk 30 Sept. to 5 Oct., 2019). J. Physics: Conference Series. Vol. 1404. P. 012075–1–012075-5.
3. Энциклопедия «Авиация» / Под ред. Г.Г. Свищёва. М.: БРЭ, 1998. 293 с.
4. Wang D.-B., Lee C.S., Hsiao F.-B., Lim Y.H., Srigrarom S. Classification of airfoils by abnormal behavior of lift curves at low Reynolds number // ICAS 2004. 2004. P. 1–16.
5. Chen W., Bernal L.P. Design and performance of low Reynolds number airfoils for solar-powered flight // AIAA Paper. 2008. No. 2008–316.
6. Winslow J., Otsuka H., Govindarajan B., Chopra I. Basic understanding of airfoil characteristics at low Reynolds numbers (10^4 – 10^5) // J. Aircraft. 2018. Vol. 55, No. 3. P. 1050–1063.
7. Traub L.W., Coffman C. Efficient low-Reynolds-number airfoils // J. Aircraft. 2019. Vol. 56, No. 2. P. 1–17.
8. Bullivant W.K. Test of the NACA 0025 and 0035 airfoils in the full-scale wind tunnel // Report No. 708. 1941. 21 p.
9. Potsdam M., Pape A.L. CFD investigations on a NACA0036 airfoil with active flow control // AIAA Paper. 2008. No. 2008–3869.
10. Bain J.J., Mishra S.S., Sankar L.N., Menon S. Assessment of a kinetic-eddy simulation turbulence model for 3d unsteady transonic flows // AIAA Paper. 2008. No. 2008–7176.
11. Altmann G.F. Investigative study of gurney flaps on a NACA 0036 airfoil. A Thesis of Master of Sci. in Aerospace Engng. San Luis Obispo: California Polytechnic State University, 2011. 93 p.
12. Занин Б.Ю., Катасонов М.М., Михаэлис М.В., Павленко А.М. Экспериментальные исследования влияния вихревых возмущений на обтекание модели крыла при малых числах Рейнольдса // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 3. С. 20–28.
13. Dong P., Miao J.-J., Zoghalmi A. An experimental study about drag crisis phenomenon on teardrop model // J. Aeronautics, Astronautics and Aviation. 2019. Vol. 2. P. 141–158.
14. Поливанов П.А., Хотяновский Д.В., Кутепова А.И., Сидоренко А.А. Исследование различных подходов к моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых отрывных течениях // Прикл. механика и технич. физика. 2020. № 5. С. 40–51.

*Статья поступила в редакцию 8 февраля 2021 г.,
после доработки — 28 марта 2021 г.,
принята к публикации 30 июля 2021 г.*