

03

Анализ экстремального поведения подъемной силы полукругового профиля при турбулентном обтекании в окрестности нулевого угла атаки

© С.А. Исаев^{1,3}, Дж.Дж. Мясун², А.Г. Судаков³, А.Е. Усачов⁴

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — Казанский авиационный институт, Казань, Россия

² National Cheng Kung University, Tainan, Taiwan 70101, Republic of China

³ Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации, Россия

⁴ Московский комплекс ЦАГИ, Москва, Россия

E-mail: isaev3612@yandex.ru

Поступило в Редакцию 24 февраля 2015 г.

На основе использования многоблочных вычислительных технологий и модифицированной с учетом влияния кривизны линий тока модели переноса сдвиговых напряжений дан анализ экспериментально обнаруженного эффекта экстремального падения подъемной силы полукругового профиля при его турбулентном обтекании около близких к нулю углов атаки.

Полукруговой профиль представляет собой простейшую конфигурацию толстых профилей, интерес к которым проявлен при конструировании перспективного летательного аппарата ЭКИП (Экология и прогресс) [1]. Применение системы управления циркуляцией таких профилей на основе вихревых ячеек [2] позволяет обеспечить их практически безотрывное обтекание с рекордно большой подъемной силой и аэродинамическим качеством [3]. С другой стороны, полукруговой профиль входит в атлас типовых строительных конструкций [4] и его аэродинамические характеристики давно представляют интерес для экспериментаторов [5]. Статические испытания модели полукругового цилиндра [5] показали, что при нулевом угле атаки, когда плоское основание располагается параллельно невозмущенному потоку, коэффициент подъемной силы C_u принимает экстремальное пиковое значение, равное -1.1 , а в малой окрестности от нулевого угла атаки C_u резко

возрастает как в положительном, так и в отрицательном направлениях. Следует отметить, что для тонких симметричных профилей характерно иное поведение C_y [6] со сменой знака при переходе угла атаки через ноль. В данной работе поставлена задача — дать анализ экстремального поведения C_y полукругового профиля в окрестности нулевого угла атаки и объяснить его пиковое падение при угле атаки, равном нулю.

Численное исследование турбулентного обтекания воздухом полукругового профиля выполняется, принимая во внимание незначительное скругление передней и задней кромок. Длина хорды профиля L принята за характерный размер, а остальные линейные размеры выражены в ее долях. Число Рейнольдса равно 45 000. Радиус скругления кромок принимается равным 0.005. Угол атаки α варьируется от -5 до 5° .

Как и в [7], для решения задачи о двумерном нестационарном турбулентном обтекании несжимаемой вязкой жидкостью толстого профиля применяется математическая модель, основанная на системе нестационарных уравнений Рейнольдса. Для их замыкания использована модифицированная с учетом влияния кривизны линий тока модель переноса сдвиговых напряжений (MSST) [8]. Подход Родригеса–Лешчинера–Исаева (РЛИ) применен к коррекции вихревой вязкости и вводит поправочную функцию от турбулентного числа Ричардсона Rit вида $f_c = 1/(1 + C_s \times Rit)$, причем константа $C_s = 0.02$ определена из условия наилучшего согласования численных прогнозов и экспериментальных данных для многочисленных примеров отрывных течений. При этом на f_c наложено ограничение: $0.222 < f_c < 1.666$.

На входной части внешней границы расчетной области заданы параметры невозмущенного потока. Характеристики турбулентности определены так же, как, например, в [2,3,6,7], для условий проведения физических экспериментов в аэродинамических трубах. Так, энергия турбулентности на входной границе k_∞ задана по степени турбулентности набегающего потока $Tu_\infty = 1.5\%$, а масштаб турбулентности l_∞ выбран равным длине хорды профиля.

На выходной части внешней границы ставятся мягкие граничные условия (условия продолжения решения), на поверхности тела, включая контуры вихревых ячеек, — условия прилипания. Параметр y^+ , характеризующий шаг сетки у стенки, выбирается порядка 1. В качестве начальных условий принимается состояние удара равномерного потока на внезапно остановленный толстый профиль, первоначально сносимый со скоростью потока. Расчетные сетки структурированные,

О-типа, состоят из двух фрагментарных сеток: прилегающей к телу мелкой сетки Main body и двухчастной более крупной сетки Ring, простирающейся до входной и выходной границ. Исходная сетка Main body включает 30 ячеек по нормали в слое толщиной 0.05 с пристеночным шагом 10^{-4} . Всего 19 200 расчетных ячеек располагается в пристеночном слое. Шаг в носике профиля $5 \cdot 10^{-4}$. На контуре располагается 420 ячеек. Сетка Ring состоит из двух частей. По радиусу размещается 80 ячеек на расстоянии до 3 хорд с шагом 0.2 и далее еще 80 ячеек до 35 хорд. По окружности выбирается 220 ячеек. Итого получается 35 200 расчетных ячеек. В сумме на блочной сетке 54 400 расчетных ячеек. Методическое исследование включает в себя расчеты на измельченных сетках. Сначала проводится дополнительное к базовой сетке разбиение по радиусу в фрагменте Ring: 160 ячеек в полосе 7 с шагом 0.2 и 160 ячеек в полосе 35. Следующее уточнение касается увеличения количества ячеек в Main body до 50 с уменьшением пристеночного шага до 10^{-5} . Во фрагменте Ring увеличивается число ячеек по окружной координате — до 420. Шаг по времени принимается равным 0.01, а количество итераций поправки давления на каждом временном шаге — 40.

Многоблочные вычислительные технологии, реализованные в пакете VP2/3 (скорость—давление, 2D/3D-версии), нацелены на отображение разномасштабных гидродинамических особенностей решаемой задачи [9]. Подобно анализу автоколебательных режимов турбулентного обтекания профиля NASA0012[6] в данной работе рассматриваются периодические решения для углов атаки -5° , -2.5° , 0° , 2.5° и 5° , причем сравниваются численные прогнозы, осредненные по периоду колебаний C_y .

На рис. 1, 2 и в табл. 1, 2 демонстрируются некоторые осредненные во времени расчетные и экспериментальные результаты. Анализ сеточной сходимости представлен в табл. 1. По мере измельчения сеток наблюдается тенденция к постепенному снижению рассчитанных коэффициентов лобового сопротивления C_x и подъемной силы C_y с их приближением к экспериментальным данным [5]. Как следует из табл. 2, на самой подробной сетке получены численные прогнозы интегральных аэродинамических характеристик, хорошо согласующиеся с данными трубных испытаний. Это свидетельствует о приемлемости разработанных многоблочных вычислительных технологий и об адекватности модифицированной MSST в рамках подхода РЛИ.

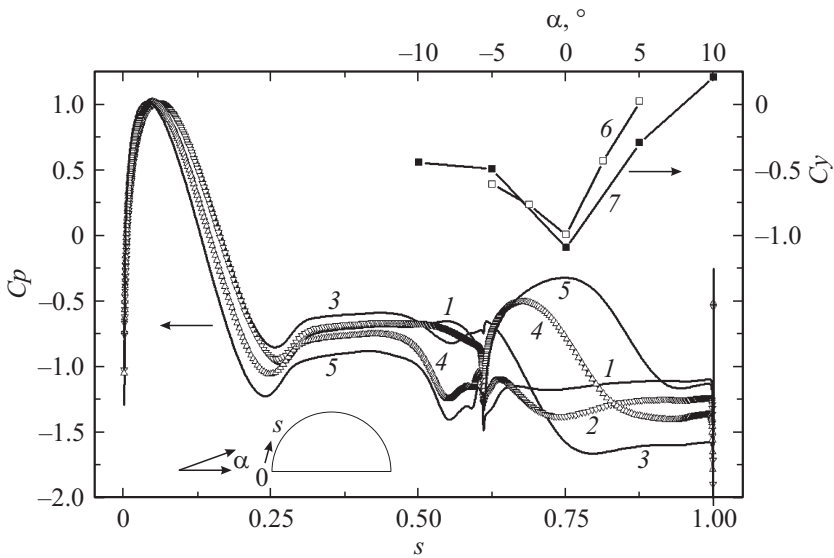


Рис. 1. Влияние угла атаки α на распределение коэффициента давления C_p по отнесенной к длине контура координате s (кривые 1–5) и сравнение расчетной (6) и экспериментальной (7) зависимостей коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α в окрестности $\alpha = 0^\circ$. 1 — $\alpha = -5^\circ$; 2 — (-2.5°) ; 3 — 0° ; 4 — 2.5° ; 5 — 5° .

Сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей C_y от угла атаки α иллюстрирует их пиковое экстремальное поведение в окрестности нулевого угла атаки. Как следует из табл. 2 и рис. 1, C_y оказывается порядка -1 при $\alpha = 0^\circ$, причем при малых положительных и отрицательных α C_y резко возрастает.

Анализ зависимостей коэффициента давления C_p от дуговой координаты s , измеренной от передней кромки полукругового профиля в долях периметра контура (рис. 1, кривые 1–5), а также эволюция осредненных по времени вихревых структур (рис. 2) позволяет объяснить эффект падения C_y при изменении α от -5 до 5° . Как видно из рис. 2, точка торможения набегающего потока при всех углах атаки располагается на лобовой стороне верхней дужки профиля, причем с ростом α она приближается к передней кромке. Как следствие, максимум C_p постепенно смещается к началу координат с ростом α (рис. 1).

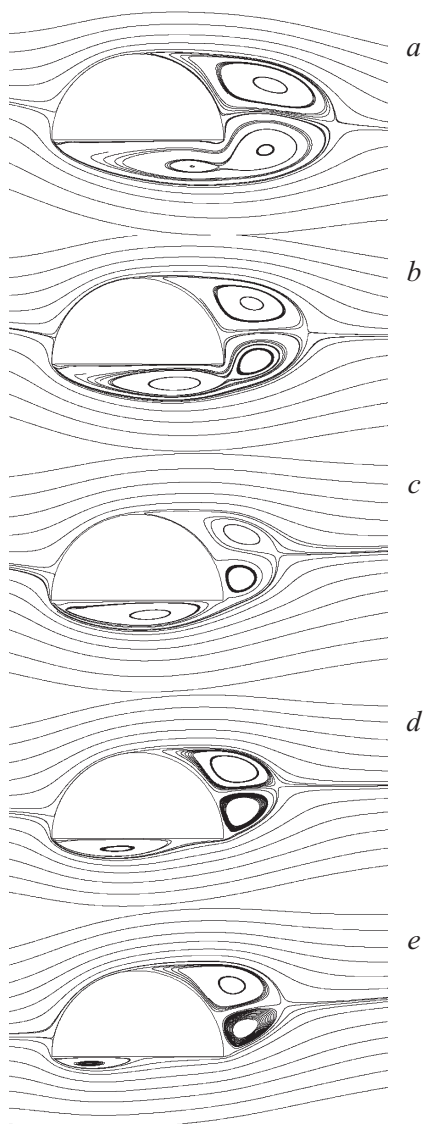


Рис. 2. Сравнение осредненных по времени картин отрывного обтекания полукругового профиля при углах атаки: $\alpha = -5^\circ$ (*a*), -2.5 (*b*), 0 (*c*), 2.5 (*d*) и 5° (*e*).

Таблица 1. Сходимость численных прогнозов осредненных по времени коэффициентов C_x и C_y в рамках подхода РЛИ к коррекции MSST с измельчением сетки

Сетки	C_x	C_y
Базовая	0.546	-0.932
Измельчение по радиальной координате	0.529	-0.959
Измельчение по окружной координате и пристеночного шага	0.510	-0.996

Таблица 2. Сравнение экспериментальных данных и численных прогнозов осредненных по времени коэффициентов C_x и C_y

Данные	C_x	C_y
Эксперимент	0.5	-1.1
Расчет	0.51	-0.996

На тыльной стороне профиля при всех углах атаки образуется крупномасштабный вихрь с вращением по часовой стрелке, обуславливающий значительное понижение давления на контуре. Следует отметить, что, если при $\alpha = (-5) - (-2.5^\circ)$ плато отрицательного C_p от угла атаки не зависит (рис. 1, кривые 1, 2), то для нулевого угла уровень давления в этой зоне несколько повышается (кривая 3). В то же время для положительных углов атаки наблюдается постепенное уменьшение уровня коэффициента давления (рис. 1, кривые 4, 5). Следует подчеркнуть, что разрежение в окрестности задней кромки в зоне расположения противоположно закрученного вихря из вихревой пары за профилем (рис. 2) с ростом α заметно прогрессирует.

Безусловно, что определяющие эффект пикового поведения C_y изменения давления происходят на плоском основании профиля. При отрицательном и нулевом углах атаки отрыв от передней кромки формирует около профиля развитую отрывную зону, которая при $\alpha < 0^\circ$ объединяется с противоположно закрученным вихрем за тыльной стороной профиля (рис. 2). Уровень низкого давления C_p на основании

4* Письма в ЖТФ, 2015, том 41, вып. 15

профиля с ростом α постепенно снижается, достигая минимума при нулевом угле атаки (рис. 1, кривые 1–3). Важно отметить, что точка присоединения потока в отрывной зоне при $\alpha = 0^\circ$ попадает в окрестность задней кромки профиля (рис. 2, *c*). Переход к положительным α вызывает резкую трансформацию отрывной зоны за передней кромкой (рис. 2, *d, e*) с значительным сокращением ее размеров. В результате C_p на основании профиля существенно подрастает (рис. 1, кривые 4, 5), а C_u при $\alpha = 5^\circ$ становится близким к нулю.

Таким образом, при переходе через нулевой угол атаки турбулентного периодического обтекания полукругового профиля возникает кардинальная перестройка вихревой структуры, сопровождающаяся пиковым падением подъемной силы.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 14-19-00003).

Список литературы

- [1] *Savitsky A.I., Schukin L.N., Karelin V.G.* et al. // United States Patent N 5417391, May 23, 1995. (Preceded by earlier Russian patent N 2015941 from 1991.)
- [2] *Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование)* / Под ред. А.В. Ермишина и С.А. Исаева. М.: МГУ, 2003.
- [3] *Isaev S.A., Baranov P.A., Soudakov A.G., Ermakov A.M.* // Tech. Phys. Lett. 2015. V. 41. Iss. 1. P. 76–79.
- [4] *Атлас аэродинамических характеристик строительных конструкций* / Сост. М.А. Березин, В.В. Катюшин. Новосибирск, 2003.
- [5] *Случановская З.П.* // Научные труды Института механики. 1973. № 24. С. 52–60.
- [6] *Baranov P.A., Guvernyuk S.V., Isaev S.A., Soudakov A.G., Usachov A.E.* // TsAGI Science Journal. 2014. V. 45(3–4). P. 273–292.
- [7] *Исаев С.А., Баранов П.А., Кудрявцев Н.А., Пышный И.А., Харченко В.Б.* // Аэромеханика и газовая динамика. 2002. № 3. С. 3–15.
- [8] *Isaev S.A., Baranov P.A., Zhukova Yu.V., Usachov A.E., Kharchenko V.B.* // J. Engineering Physics and Thermophysics. 2014. V. 87. Iss. 4. P. 1002–1015.
- [9] *Исаев С.А., Баранов П.А., Усачов А.Е.* Многоблочные вычислительные технологии в пакете VP2/3 по аэротермодинамике. Саарбрюккен: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013.