

Краткие сообщения

03;12

Гистерезис в статических аэродинамических характеристиках крыла с несимметричным профилем

© И.В. Колин, В.Г. Марков, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,
140180 Жуковский, Московская область, Россия

(Поступило в Редакцию 29 апреля 2003 г.)

Изложены результаты исследований влияния несимметричности профиля, чисел Рейнольдса, углов отклонения механизации на топологию границ области гистерезиса в зависимостях статических аэродинамических сил и моментов от установочных углов атаки, полученных в испытаниях в аэродинамических трубах двух моделей прямоугольных крыльев, имеющих отклоняемые закрылки, расположенные по всему размаху вдоль задней кромки крыльев, имеющих равные толщины и различную кривизну.

Введение

В ряде работ для прямоугольных крыльев с удлинениями $\lambda = 1$ и $\lambda = 5$, а также для моделей самолетов с прямым крылом большого удлинения $\lambda = 10$ показано, что в зависимостях коэффициентов аэродинамических сил и моментов от углов атаки при числах Рейнольдса $Re \leq 4 \cdot 10^6$, наблюдается гистерезис [1–14]. Показано, что топология границ области гистерезиса зависит от чисел Рейнольдса [3], толщины профиля [4], удлинения крыла [5], от шероховатости поверхности крыла [13], от углов скольжения [5]. По данным визуализации выполнен анализ структур течений на режимах испытаний, соответствующих внешним и внутренним границам области множественного гистерезиса [1,5].

В данной работе основное внимание уделено исследованию влияния кривизны профиля прямоугольных крыльев на изменение границ гистерезиса.

Модель и условия проведения испытаний

Измерения величин коэффициентов аэродинамических сил и моментов проводились на шестикомпонентных механических весах при испытаниях двух моделей прямоугольных крыльев в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей. Крылья имели следующие геометрические характеристики. Крыло 1: удлинение $\lambda = 2.25$, несимметричный профиль типа NASA 23010, хорда закрылка оставляет $b_p = 0.28b$, где b — хорда профиля крыла; крыло 2: удлинение $\lambda = 2$, симметричный профиль типа NASA 0010, хорда закрылка составляет $b_p = 0.4b$. Измерения проводились в связанной системе координат. Схема размещения динамической установки и модели в рабо-

чей части аэродинамической трубы приведены в работе [13].

Результаты испытаний

Характерные зависимости коэффициентов $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, полученные при испытаниях крыльев 1 и 2 с неотклоненным закрылком ($\delta = 0$) при числе Рейнольдса $Re = 2.02 \cdot 10^6$ при увеличении ($\dot{\alpha} > 0$) и уменьшении ($\dot{\alpha} < 0$) установочного угла атаки α , приведены на рис. 1.

Видно, что приведенные зависимости являются гистерезисными в диапазонах углов атаки $\alpha = 17.5\text{--}34^\circ$ (крыло 1) и $14\text{--}20^\circ$ (крыло 2). Размер площади гистерезисной петли для крыла 1 примерно в два раза больше, чем для крыла 2. Отличие максимальных значений коэффициентов c_y составляет $\Delta c_{y \max} = 0.15$. При этом приращение критического угла атаки, после которого наблюдается переход с верхней ветви гистерезиса в зависимости $c_y(\alpha)$ на нижнюю, увеличивается от $\alpha_{c1} = 18.5^\circ$ для крыла 2 до значения $\alpha_{c1} = 22^\circ$ — для крыла 1.

На рис. 2 показаны графики функций $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, измеренных для крыла 1 с несимметричным профилем при различных числах Рейнольдса $Re = 1.64 \cdot 10^6$, $2.02 \cdot 10^6$, $2.5 \cdot 10^6$ в эксперименте с увеличением и уменьшением угла атаки крыла. Следует отметить, что при указанных числах Re данные функции являются гистерезисными; с ростом числа Re наблюдаются увеличение коэффициента $c_{y \max}$, рост критического угла атаки α_c с 21° при $Re = 1.64 \cdot 10^6$ до 24° при $Re = 2.5 \cdot 10^6$, уменьшение площади гистерезисных петель. Аналогичные свойства ранее были отмечены для крыльев с симметричным профилем [3–5].

На рис. 3 показано влияние числа Рейнольдса на поляр $c_{ya} = f(c_{xa}, \alpha)$, а на рис. 4 — на зависимости $m_z(c_y)$ и $\bar{x}_F = f(\alpha)$, полученные в испытаниях крыла 1 с увеличением и уменьшением угла атаки. Видно, что, как и в предыдущих случаях, данные зависимо-

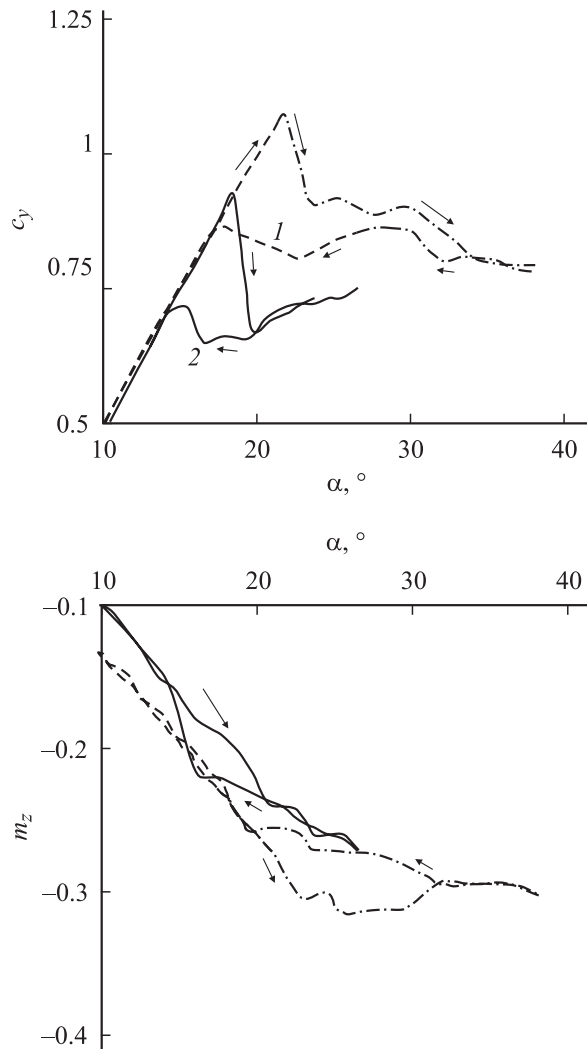


Рис. 1. Зависимости коэффициентов нормальной силы и продольного момента от угла атаки крыльев ($\delta = 0$) при числе Рейнольдса $Re = 2.02 \cdot 10^6$. 1 — крыло 1 (несимметричный профиль), 2 — крыло 2 (симметричный профиль).

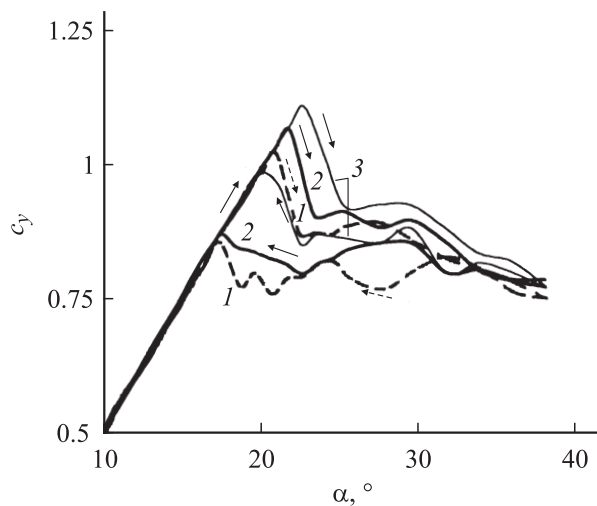


Рис. 2. Величины коэффициента c_y , измеренные для крыла 1 при различных числах Рейнольдса $Re = 1.6 \cdot 10^6$ (1), $2.02 \cdot 10^6$ (2), $2.5 \cdot 10^6$ (3).

сти являются гистерезисными. При увеличении числа Re площадь гистерезисных петель в зависимости $m_z(c_y)$ уменьшается. Зависимости значений аэродинамического фокуса от угла атаки модели $\bar{x}_F = f(\alpha)$ также являются гистерезисными на углах атаки $\alpha = 18-25^\circ$. Положение

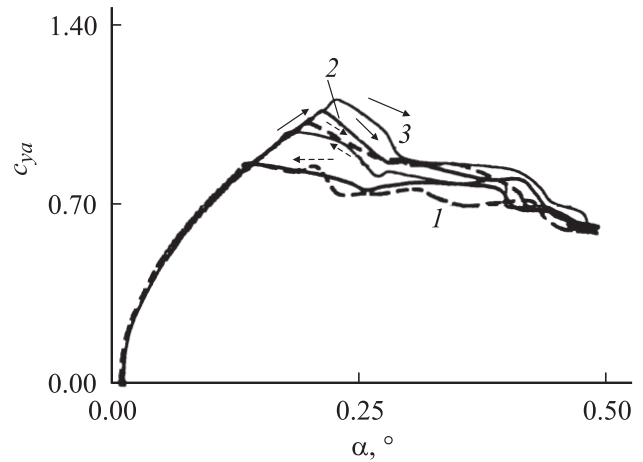


Рис. 3. Поляра крыла 1 при различных c_{xa} числах Рейнольдса. Обозначения те же, что и на рис. 2.

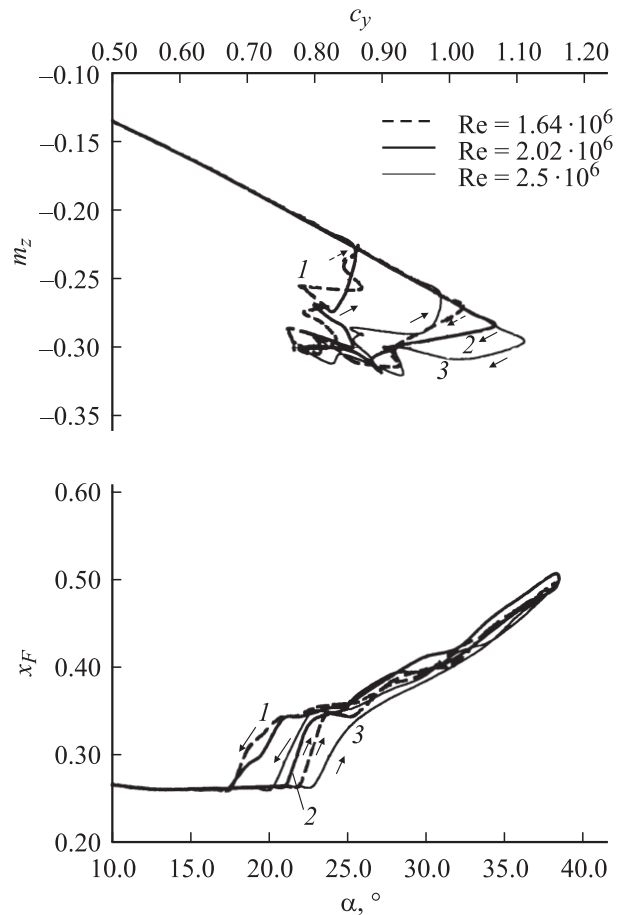


Рис. 4. Зависимости $m_z(c_y)$ и $\bar{x}_f = f(\alpha)$ для крыла с несимметричным профилем и неотклоненными закрылками. Обозначения те же, что и на рис. 2.

фокуса крыла неизменно ($x_F = 0.26$) практически до угла атаки $\alpha = 23^\circ$ ($\dot{\alpha} > 0$), на углах $\alpha = 22-25^\circ$ относительная координата фокуса возрастает до $\bar{x}_F = 0.35$, а в дальнейшем при $\alpha > 25^\circ$ фокус смещается назад по ходе крыла в положение $\bar{x}_F = 0.5$. При уменьшении угла атаки до $\alpha = 20^\circ$, аэродинамический фокус возвращается в положение $\bar{x}_F = 0.35$ и на углах $\alpha = 18-20^\circ$ снова достигает значений $\bar{x}_F = 0.26$.

На рис. 5 приведены зависимости $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, полученные при испытаниях при числе Рейнольдса $Re = 2.02 \cdot 10^6$ крыла 1 с закрылком, отклоненным на угол $\delta = 20^\circ$. Отклонение закрылка приводит к заметному увеличению (почти в два раза) размеров гистерезисных петель в исследуемых зависимостях по сравнению с данными при $\delta = 0$ на рис. 1. Наличие несимметричного профиля крыла при отклонении закрылков на величину $\delta = 20^\circ$ приводит к сдвигу диапазона углов атаки, при которых возникает гистерезис, с $\alpha = 15-23^\circ$ для крыла с симметричным профилем до углов $\alpha = 17-27^\circ$ (рис. 6).

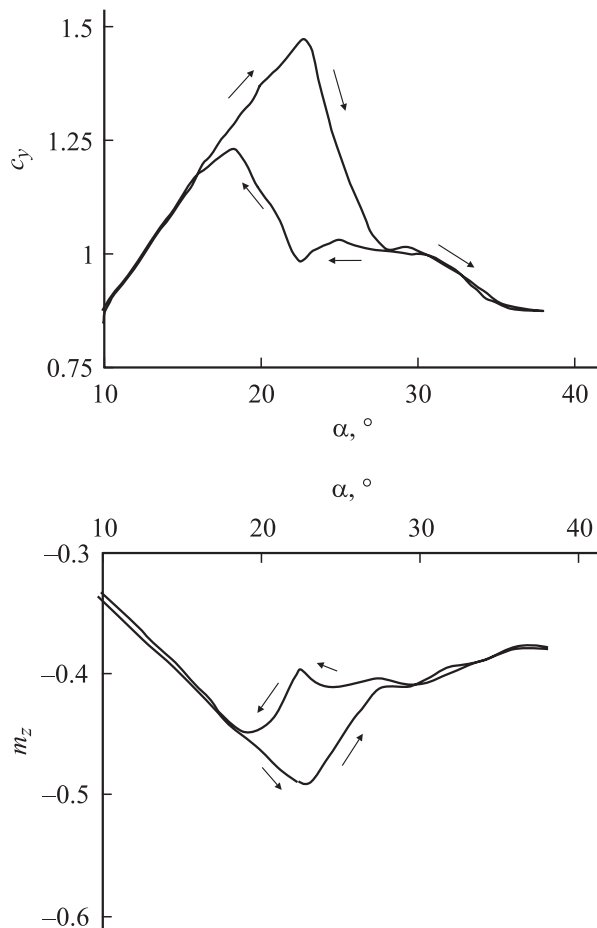


Рис. 5. Зависимости коэффициентов нормальной силы и продольного момента от угла атаки крыла с несимметричным профилем и с отклоненными закрылками ($\delta = 20^\circ$) при числе Рейнольдса $Re = 2.02 \cdot 10^6$.

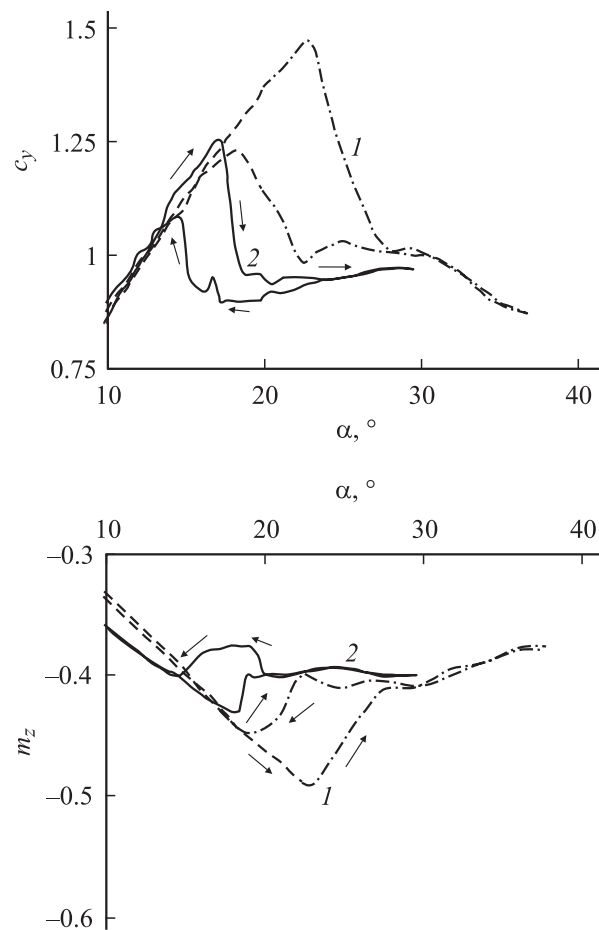


Рис. 6. Зависимости коэффициентов нормальной силы и продольного момента от угла атаки крыльев с несимметричными (1) и симметричными (2) профилями и с отклоненными закрылками ($\delta = 20^\circ$) при числе Рейнольдса $Re = 2.02 \cdot 10^6$.

Выводы

Из анализа приведенных экспериментальных зависимостей коэффициентов аэродинамических сил и моментов от угла атаки модели прямоугольных крыльев с несимметричными и симметричными профилями можно сделать следующие выводы. Кривизна профиля существенно влияет на размеры и топологию границ областей гистерезиса в статических аэродинамических силах и моментах. Отклонение закрылков на величину $\delta = 20^\circ$ на крыле с несимметричным профилем приводит к увеличению размера площади гистерезисных петель в зависимостях $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ по сравнению с данными, полученными при углах $\delta = 0$.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 01-01-00595).

Список литературы

- [1] *Jacobs E.M.* // NASA. Rep. N 391. 1931.
- [2] *Winkelmann A.E., Barlow J.B.* // AIAA J. 1980. Vol. 18. N 8. Пер. с англ. Винкельманн А.Э., Барлоу Дж.Б. // РТК. 1980. Т. 18. № 8.
- [3] *Нейланд В.Я., Столяров Г.И.* // Ученые записки ЦАГИ. 1982. Т. 13. № 1.
- [4] *Колмаков Ю.А., Рыжов Ю.А., Столяров Г.И., Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [5] *Табачников В.Г.* // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [6] *Караваев Э.А., Прудников Ю.А., Часовников Е.А.* // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. 17. № 6.
- [7] *Головкин М.А., Горбань В.Л., Симусева Е.В., Стратонович А.Н.* // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. 18. № 3.
- [8] *Коллин И.В., Лацоев К.Ф., Мамров В.П., Святодух В.К., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В., Яковлев В.А.* Препринт ЦАГИ. 1996. № 87.
- [9] *Kolin I.V., Mamrov V.P., Trifonova T.I., Shukhovtsov D.V.* // Proc. the 5th Russian-Chinese Symposium on Aerodynamics and Flight Dynamics. 1997.
- [10] *Коллин И.В., Лацоев К.Ф., Мамров В.П., Святодух В.К., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* Препринт ЦАГИ. 1998. № 114.
- [11] *Коллин И.В., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // Ученые записки ЦАГИ. 2000. Т. 31. № 1–2.
- [12] *Коллин И.В., Святодух В.К., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // Тр. ЦАГИ. 2001. Вып. 2649.
- [13] *Коллин И.В., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // ЖТФ. 2001. Т. 71. Вып. 7. С. 128.
- [14] *Коллин И.В., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* // Изв. АН. Механика жидкости и газа. 2002. № 2.