

03;12

Временные реализации коэффициентов аэродинамических сил и моментов на прямоугольном крыле на режимах статического гистерезиса

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

(Поступило в Редакцию 31 июля 2000 г.)

Приводятся результаты экспериментальных исследований статического гистерезиса в аэродинамических характеристиках прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 5$, полученных при статических испытаниях модели в потоке аэродинамической трубы. Дан анализ временных зависимостей аэродинамических сил и моментов в области углов атаки, при которых реализуется переход с одной границы области гистерезиса на другую.

Введение

Проведенные в аэродинамических трубах экспериментальные исследования моделей прямоугольных крыльев большого удлинения, самолетов с прямым крылом большого удлинения показали, что наряду с существованием областей однозначной зависимости аэродинамических сил и моментов от параметров эксперимента (α — углов атаки, β — углов скольжения, Re — число Рейнольдса) существуют области неоднозначности зависимости — аэродинамический гистерезис [1–4]. Известен ряд работ, посвященных изучению особенностей формирования гистерезиса в аэродинамических зависимостях, полученных для крыльев большого удлинения [1–6]. В работе [1] рассматривался статический гистерезис аэродинамической зависимости $c_y = c_y(\alpha)$, полученный для прямоугольного крыла большого удлинения ($\lambda = 5$) с профилем *NACA-23012* в диапазоне чисел $Re = 1-4 \cdot 10^6$ при дозвуковых скоростях. В работах [2–6] были получены гистерезисные зависимости аэродинамических сил и моментов в диапазоне чисел $Re = 0.2-0.8 \cdot 10^6$ для крыльев большого удлинения с разными относительными толщинами ($\bar{c} \geq 0.12$).

В данной работе приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 5$ на режимах гистерезиса. Представлены статические аэродинамические зависимости $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, $m_x(\alpha)$, а также схематические картины структур течений на крыле, полученные при визуализации течений методом шелковинок. Весовые испытания и визуализация проводились одновременно. С целью уточнения топологии границ области гистерезиса проведены исследования временных зависимостей $c_y(t)$, $m_z(t)$, $m_x(t)$ и их спектров $A_{c_y}(f)$, $A_{m_z}(f)$, $A_{m_x}(f)$, полученных при постоянных значениях углов атаки ($\alpha = \text{const}$) и при медленном изменении их значений.

Методика исследований

Экспериментальные исследования крыла проводились в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей с открытой рабочей частью при числе $Re = 0.33 \cdot 10^6$. На рис. 1 схематически показана модель крыла, закрепленная на хвостовой державке динамической установки. Установка жестко соединена с поворотным кругом аэродинамической трубы. Крыло с профилем *NACA-0018* имеет следующие геометрические параметры: относительная толщина профиля $\bar{c} = 18\%$, площадь $S_1 = 0.288 \text{ m}^2$, средняя аэродинамическая хорда $b_2 = 0.24 \text{ m}$, размах крыла $l_1 = 1.2 \text{ m}$. Измерения коэффициентов аэродинамических сил и моментов прово-

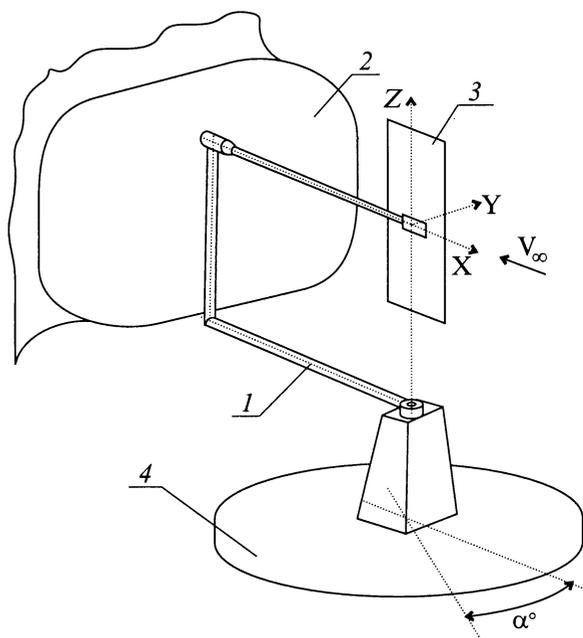


Рис. 1. Схема размещения динамической установки и модели в рабочей части аэродинамической трубы: 1 — установка ОВП-102Б, 2 — диффузор трубы, 3 — модель крыла, 4 — поворотный круг рабочей части трубы.

дились с помощью внутримодельных тензометрических весов в связанной системе координат $OXYZ$. Положение центра масс модели $\bar{x}_T = 0.5$ (в долях b_2). Углы атаки задавались поворотным кругом трубы и изменялись в диапазоне $\alpha = -3-27^\circ$. Непрерывное отклонение модели из одного положения в другое реализовывалось с помощью поворотного круга со скоростью $\dot{\alpha} = 0.5 \text{ grad/s}$. По фотографиям крыла с шелковинками в потоке приближенно оценивалось расположение границ отрывного и безотрывного течений.

Результаты исследований

На рис. 2 представлены статические аэродинамические зависимости $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, $m_x(\alpha)$, полученные для модели прямоугольного крыла при прямом ($\dot{\alpha} > 0$) и обратном ($\dot{\alpha} < 0$) ходе изменения угла атаки в диапазоне $\alpha = -3-27^\circ$ (\diamond). Видно, что внутри диапазона углов атаки $12.5 \leq \alpha \leq 19^\circ$ в зависимостях $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ имеет место статический гистерезис. Характеристика $m_x(\alpha)$ однозначна, значения коэффициентов m_x в исследуемом диапазоне углов атаки малы. На рис. 2 также приведены условные схемы структур течений на крыле. Незаштрихованная область соответствует безотрывному течению (ОБТ), а заштрихованная — отрывному течению (ООТ). Данные визуализации подтверждают весовые измерения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, указывая на различие структур течений на крыле, соответствующих верхней и нижней границам области гистерезиса. Верхняя граница в гистерезисных зависимостях $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ при малых углах атаки характеризуется наличием на крыле области отрывного течения в окрестности задней кромки крыла. При увеличении углов атаки площадь этих областей увеличивается. Переход на нижнюю границу области гистерезиса характеризуется смещением линии отрыва к передней кромке крыла. При испытаниях с уменьшением угла атаки на режимах нижней границы гистерезиса площадь области отрывного обтекания уменьшается, но линия отрыва всегда располагается у передней кромки крыла.

На том же рис. 2 приведены статические зависимости $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, полученные в двух сериях повторных испытаний модели. В первой серии испытаний (\bullet) при прямом ходе изменения угла атаки начальное значение угла атаки выбиралось равным $\alpha_i = 13^\circ$, а конечное значение — $\alpha_f = 19^\circ$. При этом в зависимостях $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ реализуется переход с верхней границы статического гистерезиса на нижнюю. Во второй серии испытаний (\blacklozenge) с уменьшением угла атаки выбрано начальное значение угла атаки $\alpha_i = 15^\circ$ и конечное значение $\alpha_f = 12^\circ$. В эксперименте установлено, что реализация зависимостей $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ на нижней границе области гистерезиса зависит от последовательности включения трубы и отклонения модели на угол атаки. Если модель устанавливается на начальный угол атаки α_i до включения потока трубы, то всегда ре-

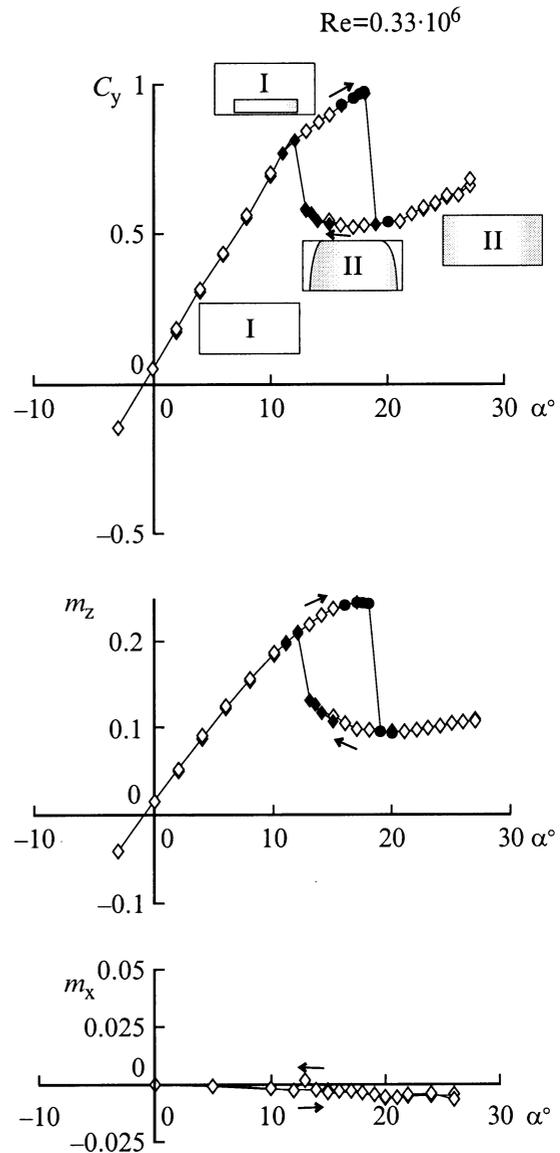


Рис. 2. Зависимости коэффициентов статических аэродинамических сил и моментов c_y, m_z, m_x от углов атаки. I — ОБТ; II — ООТ.

ализуются значения сил и моментов, соответствующие нижней границе области гистерезиса. После включения потока трубы и последующем дискретном уменьшении угла атаки до $\alpha_f = 12^\circ$ наблюдается переход значений сил и моментов с нижней границы области гистерезиса на верхнюю. Следует отметить, что данные, полученные в обеих сериях повторных испытаний модели, хорошо согласуются с исходными зависимостями $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ (\diamond).

Описанные выше статические аэродинамические зависимости $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, $m_x(\alpha)$ получаются в результате осреднения измеренных временных реализаций $c_y(\alpha, t_k)$, $m_z(\alpha, t_k)$, $m_x(\alpha, t_k)$ на каждом угле атаки α в момент времени $t_k = k\Delta t$, где $k = 1, 2, \dots, n$ — точки отсчета; Δt — шаг дискретизации по времени.

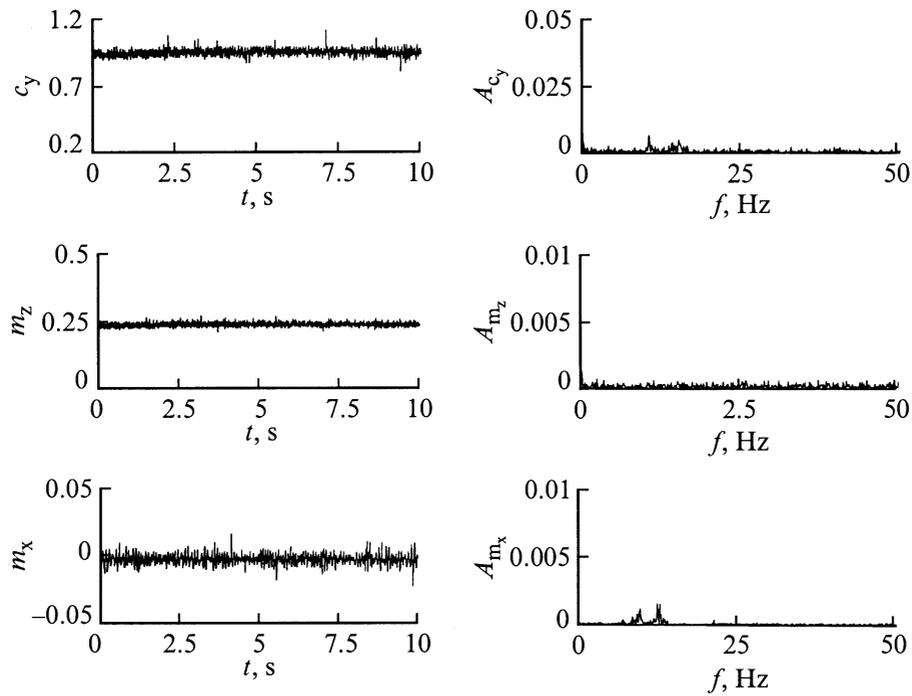


Рис. 3. Временные реализации и частотные спектры коэффициентов аэродинамических сил и моментов, соответствующие верхней границе области статического гистерезиса. $\alpha = 13^\circ$, прямой ход.

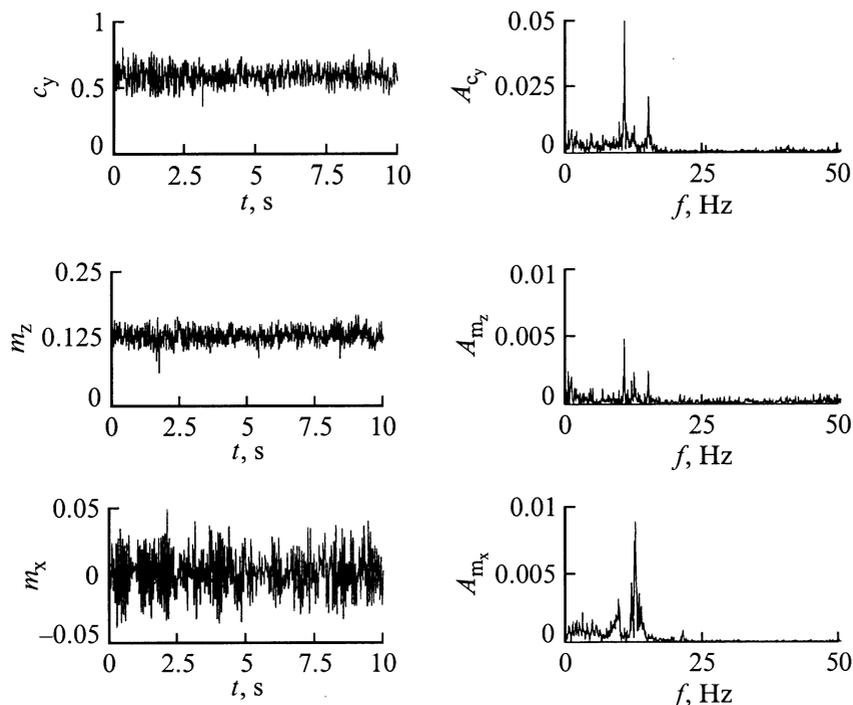


Рис. 4. Временные зависимости и частотные спектры коэффициентов аэродинамических сил и моментов, соответствующие нижней границе области статического гистерезиса. $\alpha = 13^\circ$, обратный ход.

В качестве примера на рис. 3–4 при $\alpha = 13^\circ$ приведены характерные временные реализации $c_y(t)$, $m_z(t)$, $m_x(t)$ и их частотные спектры $A_{c_y}(f)$, $A_{m_z}(f)$, $A_{m_x}(f)$, соответствующие режиму испытаний модели на верхней

и нижней границах статического гистерезиса. Временные реализации, соответствующие верхней границе области статического гистерезиса, являются регулярными, а соответствующие им частотные спектры — плоскими

(рис. 3). Таким временным процессам соответствует аттрактор типа точки. Временные реализации $c_y(t)$, $m_z(t)$, $m_x(t)$, соответствующие нижней границе гистерезиса, нерегулярны (рис. 4), а в их частотных спектрах заметно появление нескольких гармоник. Кроме того, в зависимостях $A_{c_y}(f)$, $A_{m_z}(f)$, $A_{m_x}(f)$ наблюдается присутствие сплошной низкочастотной компоненты. Математическим образом таких процессов является понятие странного аттрактора [7]. Таким образом, сравнивая зависимости $c_y(t)$, $m_z(t)$, $m_x(t)$ и частотные спектры $A_{c_y}(f)$, $A_{m_z}(f)$, $A_{m_x}(f)$, соответствующие верхней и нижней границам гистерезиса при одних и тех же углах атаки, можно отметить, что различие, обнаруживаемое в результате таких измерений, имеет как количественный, так и качественный характер.

Рассмотрим результаты исследований временных зависимостей сил и моментов в процессе перехода с верхней границы гистерезиса на нижнюю. Для этого в эксперименте были проведены испытания при непрерывном медленном изменении угла атаки с постоянной скоростью $\dot{\alpha} = 0.5 \text{ grad/s}$. Из анализа зависимостей $c_y(t)$, $m_z(t)$, полученных при непрерывном изменении угла атаки в диапазоне $\alpha = 17\text{--}21^\circ$, следует, что в зависимостях $c_y(t)$, $m_z(t)$ наблюдается резкое изменение величин коэффициентов c_y , m_z . На рис. 5 показаны реализации $c_y(t)$, $m_z(t)$ в интервале времени, в котором наблюдается переход значений c_y , m_z с верхней границы гистерезиса на нижнюю. Этот интервал, как видно из рисунка, лежит в диапазоне $t \approx 1.55\text{--}1.7 \text{ s}$ и составляет $\Delta t \approx 0.15 \text{ s}$. Из анализа зависимостей $c_y(t)$, $m_z(t)$ в ука-

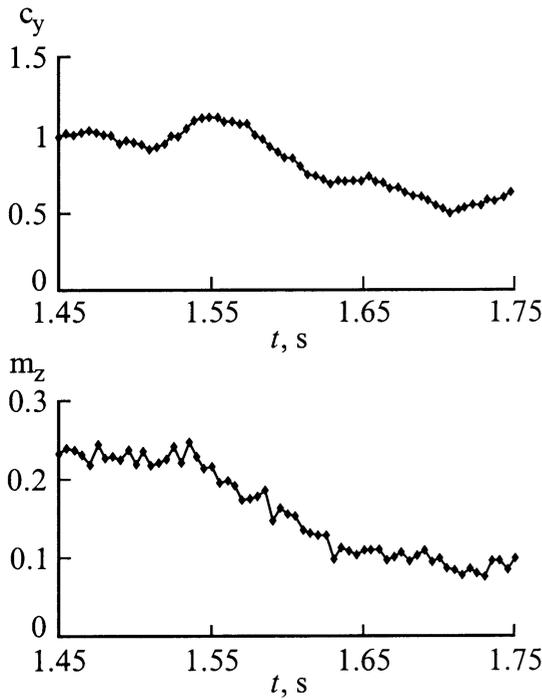


Рис. 5. Временные зависимости $c_y(t)$, $m_z(t)$, измеренные при непрерывном изменении угла атаки в диапазоне $\alpha = 17\text{--}21^\circ$.

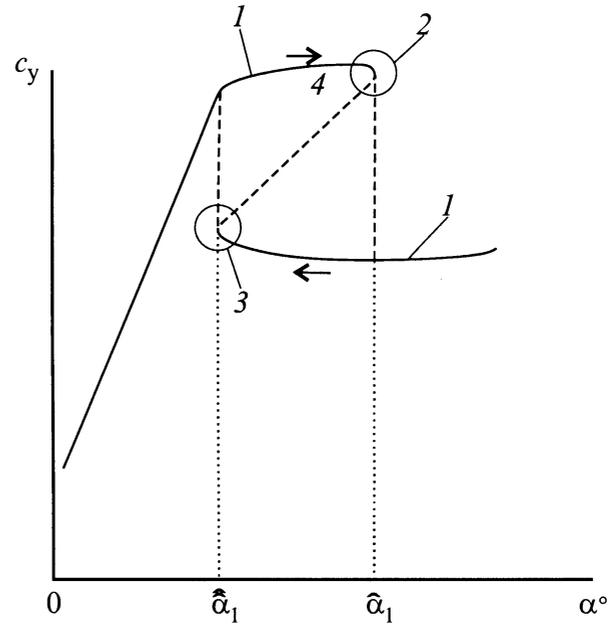


Рис. 6. Схематизация гистерезисных зависимостей: 1 — устойчивая ветвь, 2 — складка I, 3 — складка II, 4 — неустойчивая ветвь.

занном отрезке времени следует, что между начальной и конечной точками перехода не существует ни одного стационарного режима. Если рассматриваемое изменение зависимостей $c_y(t)$, $m_z(t)$ при переходе с верхней границы области гистерезиса на нижнюю аппроксимировать линейной функцией, то, зная время перехода Δt , а также скорость изменения угла атаки $\dot{\alpha}$, можно оценить диапазон углов атаки $\Delta\alpha$, в котором осуществляется переход. Из анализа результатов эксперимента следует, что $\Delta\alpha = \Delta t \dot{\alpha} \approx 0.075 \text{ grad}$.

Результаты исследований верхних и нижних границ статического гистерезиса, а также переходов с одной границы на другую позволяют уточнить математическую модель, приближенно описывающую гистерезис в статических аэродинамических силах и моментах. Такой моделью может служить математическая модель гистерезиса, принятая в теории катастроф. С точки зрения теории катастроф гистерезис представляет собой совокупность двух элементарных катастроф, называемых складками. У катастрофы складки пространство управления одномерное. Бифуркационное множество представляет собой точку [8–10]. При этом статическая зависимость $c_y(\alpha)$ разбивается на три отрезка: два отрезка, соответствующих устойчивым стационарным состояниям, и отрезок, соответствующий неустойчивой ветви решений, располагающейся внутри гистерезиса (рис. 6). В точках, соответствующих бифуркационным углам атаки, происходит резкий переход с одной границы области гистерезиса на другую.

Выводы

Из анализа экспериментальных временных зависимостей аэродинамических сил и моментов, измеренных при постоянных значениях установочных углов атаки, а также при непрерывном медленном изменении углов атаки в потоке аэродинамической трубы, можно сделать следующие основные выводы.

Временные зависимости $c_y(t)$, $m_z(t)$, $m_x(t)$ аэродинамических сил и моментов, соответствующие верхней границе области гистерезиса, характеризуются аттрактором типа точки, а временные зависимости на нижней границе — странным аттрактором.

В зависимостях $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ переход с одной границы области гистерезиса на другую осуществляется при небольших изменениях установочных углов атаки.

В процессе перехода с верхней на нижнюю границу гистерезиса не реализуется каких-либо промежуточных стационарных режимов, что подтверждает неустойчивость разрушающейся структуры обтекания на крыле при достижении бифуркационных углов атаки.

Список литературы

- [1] Курьянов А.И., Столяров Г.И., Штейнберг Р.И. // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. X. № 3.
- [2] Караваев Э.А., Прудников Ю.А., Часовников Е.А. // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII. № 6.
- [3] Столяров Г.И., Табачников В.Г. // Труды ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [4] Колин И.В., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В. Препринт ЦАГИ. М., 1996. № 87.
- [5] Колмаков Ю.А., Рыжов Ю.А., Столяров Г.И., Табачников В.Г. // Труды ЦАГИ. 1985. Вып. 2290.
- [6] Колин И.В., Трифонова Т.И., Лацоев К.Ф., Шуховцов Д.В., Яковлев В.А. Препринт ЦАГИ. М., 1996. № 85.
- [7] Берже П., Помо И., Видаль К. Порядок в хаосе. М.: Мир, 1991.
- [8] Арнольд В.И. Теория катастроф. М.: Наука, 1990.
- [9] Томпсон Дж.М.Т. Неустойчивости и катастрофы в науке и технике. М.: Мир, 1985.
- [10] Стюарт И. Тайны катастрофы. М.: Мир, 1987.