УДК 533.69.01:629.735.33

ГИСТЕРЕЗИС И АСИММЕТРИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ РАЗВИТИИ ОТРЫВА ПОТОКА НА МОДЕЛИ САМОЛЕТА С ПРЯМЫМ КРЫЛОМ БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ

© 2022 г. Д. А. Алиева^{*a*}, И. И. Гришин^{*a*}, К. А. Колинько^{*a*}, А. Н. Храбров^{*a*,*}, Д. В. Шуховцов^{*a*}

^а Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия *E-mail: khrabrov@tsagi.ru Поступила в редакцию 05.05.2022 г. После доработки 13.06.2022 г. Принята к публикации 21.06.2022 г.

Экспериментально исследовано связанное развитие аэродинамической асимметрии и гистерезиса аэродинамических характеристик модели самолета с прямым крылом большого удлинения $\lambda = 10.6$ при изменении угла атаки от 0 до 20° и обратно. Возникновение гистерезиса сопровождается несимметричным отрывом потока с консолей крыла. Увеличение числа Рей-

нольдса с Re = 0.24×10^6 до 0.32×10^6 приводит к усилению гистерезисных эффектов. Показано, что несимметричное отклонение элеронов на 40° и/или интерцепторов на -60° может привести к исчезновению асимметрии или смене ее знака.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, отрыв потока, аэродинамическая асимметрия, гистерезис

DOI: 10.31857/S0568528122600242

Аэродинамические гистерезис и асимметрия остаются наименее изученными проблемами аэродинамики самолета на больших углах атаки. Гистерезисом аэродинамических характеристик называется явление, при котором возникает неоднозначность зависимостей аэродинамических коэффициентов от угла атаки α , при этом разные значения реализуются в зависимости от предыстории изменения α . Аэродинамическая асимметрия — это явление возникновения существенных боковых нагрузок на симметричной модели при нулевом угле скольжения ($\beta = 0$). Возникновение асимметрии связано с потерей устойчивости симметричной структуры отрывного обтекания и появлением устойчивых несимметричных отрывных структур обтекания. Эти явления являются причиной сваливания самолетов с последующим возможным развитием критических режимов полета.

Аэродинамический гистерезис изучается уже давно как при дозвуковых [1], так и при сверхзвуковых скоростях [2]. Наибольшего продвижения удалось достичь в изучении гистерезиса аэродинамических характеристик профилей на малых скоростях. В работе [3] приведен краткий обзор опубликованной литературы по развитию гистерезиса на двумерных профилях, рассмотрены физические аспекты явления гистерезиса и предложен феноменологический способ моделирования гистерезиса в задачах динамики полета с введением дополнительного дифференциального уравнения запаздывания с нелинейной правой частью. В [4] продемонстрирована возможность моделирования статического гистерезиса на профиле путем численного решения уравнений Навье—Стокса.

В работах [5–9] экспериментально исследовано отрывное обтекание прямых крыльев большого и малого удлинения в стационарных и нестационарных условиях. Показано, что для некоторых крыльев гистерезис существует и оказывает существенное влияние на зависимости аэродинамических характеристик при установившихся режимах и неустановившихся движениях. В работах [10, 11] исследовано отрывное обтекание треугольных крыльев малого удлинения (большой стреловидности) и конфигурации, состоящей из треугольного крыла с фюзеляжем-конусом. Обтекание таких тел связано с образованием вихревых структур, сходящих с передних кромок крыла. Показано, что с увеличением угла атаки эти вихри начинают разрушаться несимметрично, что приводит к возникновению аэродинамической асимметрии.

В [12] впервые рассмотрен гистерезис аэродинамических характеристик для модели самолета с прямым крылом большого удлинения при малых дозвуковых скоростях потока. Проанализирована топология внешних границ и внутренних ветвей гистерезиса. К сожалению, исследовались только продольные аэродинамические характеристики (зависимости от угла атаки коэффициентов подъемной силы c_y и момента тангажа m_z). Информация о боковых аэродинамических нагрузках, действующих на модель, в [12] не приведена. В работе [13] численно получен гистерезис продольных аэродинамических характеристик для упрощенной комбинации крыла с фюзеляжем современного магистрального самолета. Крыло имело посадочную конфигурацию с отклоненным предкрылком и закрылком. Было продемонстрировано, что гистерезис аэродинамических коэффициентов c_{ya} и m_z при увеличении и уменьшении угла атаки связан с локальным отрывом потока в месте разрыва предкрылка для прохождения пилона мотогондолы. Задача в [13] решалась в симметричной постановке, при расчетах рассматривалась только половина крыла.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования отрывного обтекания (зависимости продольных и боковых аэродинамических нагрузок) для модели современного самолета местных воздушных линий с прямым крылом большого удлинения. На больших углах атаки при квазистатическом изменении α для рассмотренной компоновки наблюдается гистерезис продольных аэродинамических характеристик, который сопровождается возникновением аэродинамической асимметрии. Кратко обсуждаются условия проведения экспериментов и методика обработки данных, представлены основные результаты, рассмотрено влияние скорости потока и углов отклонения органов управления.

1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Экспериментальные исследования проводились на модели самолета местных воздушных авиалиний. Модель имела прямое крыло большого удлинения $\lambda = 10.6$, установленное по схеме "высокоплан". На крыле имелись две мотогондолы. Работа воздушных винтов в процессе эксперимента не моделировалась. Модель была оснащена однокилевым вертикальным оперением и горизонтальным оперением палубной схемы. Органы управления на крыле включали элероны и интерцепторы, устанавливаемые на заданные углы отклонения. Исследования проводились при свободном переходе пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное (турбулизаторы на модели не устанавливались). Влияние механизации крыла (отклонение закрылков и предкрылков) на данном этапе не исследовалось. Модель имела следующие геометрические размеры: размах крыла L = 1.2 м, площадь крыла S = 0.13 м², средняя аэродинамическая хорда (CAX) $b_a = 0.12$ м, площадь элеронов $S_3 = 0.005$ м², интерцепторов $S_{\mu} = 0.0032$ м². Центровка (точка, относительно которой вычислялись аэродинамические моменты) располагалась на расстоянии четверти средней аэродинамической хорды $x_T = 0.25b_a$.

2. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА И МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

Испытания проводились в аэродинамической трубе (АДТ) малых дозвуковых скоростей Т-103 ЦАГИ. Данная аэродинамическая труба непрерывного действия имела открытую рабочую часть длиной 3.8 м. Размер сечения эллиптического сопла трубы составлял 4.0 × 2.33 м. Диапазон возможных скоростей потока от 10 до 80 м/с. Число Рейнольдса, рассчитанное для характерного размера 1 м, может достигать значения 10⁶. Уровень турбулентности потока в рабочей части АДТ составлял 0.3%.

Измерения аэродинамических характеристик производились с помощью пятикомпонентных внутримодельных тензовесов, фиксирующих нормальную (Y) и поперечную (Z) аэродинамические силы, а также аэродинамические моменты крена (M_x) , рыскания (M_y) и тангажа (M_z) . Соответствующие безразмерные аэродинамические коэффициенты вычислялись по формулам (q -скоростной напор в АДТ)

$$c_y = \frac{Y}{qS}, \quad c_z = \frac{Z}{qS}, \quad m_x = \frac{M_x}{qSL}, \quad m_y = \frac{M_y}{qSL}, \quad m_z = \frac{M_z}{qSb_a}$$

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 6 2022

Испытания проводились при скорости потока в АДТ 30, 35 и 40 м/с. Значения числа Рейнольдса, вычисленные по САХ крыла модели, для этих скоростей равны $\text{Re} = 0.24 \times 10^6$, 0.28×10^6 и 0.32×10^6 .

Модель была обклеена шелковинками, что, вероятно, турбулизировало пограничный слой. Структура течения оценивалась визуально, видеофиксация не проводилась.

Частота сбора данных с тензовесов составляла 300 Гп. Исследование нелинейных аэродинамических характеристик для отрывных режимов обтекания проводилось при медленном непрерывном (квазистатическом) изменении угла атаки. Использование данной методики обусловлено тем фактом, что критические диапазоны угла атаки, в которых происходит отрыв потока с изменением структуры обтекания, достаточно узкие. Получить детальную информацию о них с помошью тралиционного метода исследования статических характеристик с фиксированным шагом изменения угла атаки бывает затруднительно, так как требуются повторные испытания с более мелким шагом. Методика проведения эксперимента и обработки его результатов при непрерывном квазистатическом изменении углов атаки и скольжения описана в [14], в которой для выделения аэродинамической составляющей из результатов, зашумленных упругими колебаниями модели на подвеске, а также различными электрическими помехами, использовался цифровой фильтр низких частот Баттерворта с частотой среза $f_0 = 1$ Гц. В данной работе фильтрация данных осуществлялась при помощи специально настроенного фильтра Савицкого–Голея [15–17], который, в сравнении с фильтром Баттерворта [14], меньше искажает экспериментальные результаты на участках быстрых (скачкообразных) изменений зависимостей аэродинамических характеристик от времени.

Модель закреплялась на державке так, что ось ОZ связанной системы координат направлена вертикально, угол атаки при этом изменялся непрерывным поворотом круга АДТ (вращающим-ся полом рабочей части) от $\alpha_{\min} = 0$ до $\alpha_{\max} = 20^{\circ}$ (прямой ход) и от α_{\max} до α_{\min} (обратный ход) со скоростью 0.5 град/с. Безразмерная скорость изменения угла атаки $\overline{\alpha} = d\alpha/d\tau$ составляла для исследуемых скоростей потока 30, 35, 40 м/с величины 0.00035, 0.0003, 0.00026 соответственно, где $\tau = Vt/b_a$ – безразмерное время, t – время в секундах, α – угол атаки в радианах.

Кроме крейсерской конфигурации модели с нейтральным отклонением органов управления, проводились испытания для модели с отклоненными элеронами и интерцепторами.

Элероны отклонялись антисимметрично на $\delta_9 = \pm 20, \pm 40^\circ$ в одну или другую сторону, правый или левый интерцептор поочередно отклонялись на $\delta_{\mu} = -30, -60^\circ$, а также правый или левый интерцептор отклонялся на $\delta_{\mu} = -60^\circ$ совместно с антисимметричным отклонением элеронов на $\pm 40^\circ$. Эксперименты с отклоненными органами управления проводились при нулевом угле скольжения и скорости потока V = 30 м/с.

3. АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

На рис. 1 представлены результаты измерений продольных c_y , m_z и боковых c_z , m_x , m_y аэродинамических коэффициентов при непрерывном квазистатическом изменении угла атаки α модели с неотклоненными органами управления без скольжения. Данные, полученные при различных скоростях потока в АДТ, показаны линиями разного цвета. Измерения выполнялись для прямого хода (увеличение α) и обратного хода (уменьшение α). В первом случае результаты представлены сплошными линиями 1-3, во втором – пунктирными линиями того же цвета.

Из представленных результатов видно, что в диапазонах углов атаки 11.4 < α < 13.8°, 11.2 < < α < 15.5° и 11.8 < α < 17.8° для чисел Re = 0.24×10^6 , 0.28×10^6 и 0.32×10^6 соответственно наблюдается существенный аэродинамический гистерезис в зависимостях коэффициентов нормальной силы $c_y(\alpha)$ и момента тангажа $m_z(\alpha)$ от угла атаки. Следует отметить, что резкое падение c_y при развитии отрыва потока сопровождается увеличением момента m_z на пикирование – рис. 1 а, б. Это может быть связано со смещением назад центра давления на крыле, а также с уменьшением скоса потока на горизонтальном оперении.

Гистерезис продольных аэродинамических коэффициентов связан с тем, что развитие отрыва потока происходит на больших углах атаки при увеличении α (прямой ход), чем восстановление безотрывного обтекания при его уменьшении (обратный ход). Таким образом, в указанных областях угла атаки возможна неединственная структура отрывного обтекания. Какая структура реализуется в эксперименте, зависит от предыстории движения. Перестройка структуры отрыв-



Рис. 1. Коэффициенты сил и моментов при непрерывных квазистатических испытаниях по углу атаки (прямой и обратный ход – сплошные и пунктирные линии соответственно) для трех чисел Рейнольдса: (a) – c_y , (б) – m_z , (в) – m_x , г – m_y , (д) – c_z ; 1-3 – Re = 0.24×10^6 , 0.28×10^6 , 0.32×10^6 .

ного обтекания (бифуркация) происходит достаточно быстро, при скорости потока V = 40 м/с почти скачкообразно.

Высокая частота сбора данных в эксперименте позволяет проследить некоторые особенности. Так, изменения в зависимости коэффициента нормальной силы c_y , связанные с развитием отрывного обтекания, происходят в два этапа. Сначала наблюдается падение c_y примерно на половину расстояния между верхней и нижней ветвями гистерезиса, затем фиксируется небольшой участок роста нормальной силы, после чего – падение c_y на нижнюю ветвь – рис. 1 а. Длина среднего участка с повышением скорости потока с 30 до 40 м/с уменьшается с 0.57° до 0.07° угла атаки. Обратим внимание, что переход в зависимости $c_y(\alpha)$ с верхней ветви на промежуточный средний участок приводит к скачкообразному уменьшению момента крена $m_x(\alpha)$ от приблизительно нулевого значения до -0.035, -0.045, -0.056 в зависимости от скорости потока (кривые 1-3 на рис. 1 в и увеличению момента рыскания $m_y(\alpha)$ от 0 до 0.016, 0.019, 0.023 (кривые 1-3, рис. 1 г). Когда c_y достигает нижней ветви гистерезиса, моменты крена и рыскания снова принимают приблизительно нулевые значения. Это позволяет предположить, что скачкообразное падение c_y до сред-

АЛИЕВА и др.

него участка связано с развитием отрыва потока на левой консоли крыла, а после него с быстрым развитием отрыва потока на правой консоли крыла. Таким образом, верхняя устойчивая ветвь гистерезиса соответствует симметричной структуре обтекания без глобального отрыва потока. Нижняя устойчивая ветвь гистерезиса соответствует симметричной структуре обтекания с отрывом потока на крыле. Средняя ветвь гистерезиса соответствует несимметричной структуре обтекания с отрывом потока на крыле. Средняя ветвь гистерезиса соответствует несимметричной структуре обтекания с отрывом потока либо на левой, либо на правой консоли крыла. Наблюдающееся движение шелковинок на крыле в процессе испытаний подтверждает эту гипотезу. В коэффициенте поперечной силы c_z обнаружить гистерезис не удается ввиду того, что величина разброса данных соизмерима с величиной полезного сигнала (рис. 1д).

На рис. 1 представлены данные, полученные при различных значениях скорости потока. Видно, что скорость потока (число Рейнольдса) оказывает существенное влияние на гистерезис продольных аэродинамических характеристик. Это соответствует полученным ранее в литературе данным [1, 5]. Влияет скорость потока и на возникновение аэродинамической асимметрии. Петля гистерезиса в коэффициентах c_y и m_z при увеличении скорости с 30 до 40 м/с потока существенно расширяется по α , так как угол атаки начала развития отрывного обтекания увеличивается с 13° до 17.5°, а восстановление безотрывного течения происходит при одном и том же $\alpha \approx$ $\approx 12°$ для всех трех скоростей. По мере роста скорости потока (с 30 до 40 м/с) возрастает уровень наблюдаемой при развитии отрыва потока аэродинамической асимметрии ($\Delta m_{x_{1\to3}} = 0.025$, $\Delta m_{y_{1\to3}} = 0.008$), но наблюдается она в более узком диапазоне углов атаки: 0.07° для V = 40 м/с по сравнению с 0.57° для V = 30 м/с.

Испытания при антисимметричном отклонении элеронов на $\delta_9 = \pm 20^\circ$ и $\pm 40^\circ$ показали (рис. 2a, б), что отклонение элеронов на $\pm 20^\circ$ на гистерезис c_y и m_z , величину и знак асимметрии в m_x и m_y не влияет, а отклонение δ_9 на $\pm 40^\circ$ в одну или другую сторону смещает начало отрыва потока на крыле с $\alpha \approx 13^\circ$ на $\alpha \approx 11^\circ$, при этом гистерезис в продольных характеристиках и асимметрия в коэффициентах моментов m_x и m_y исчезают.

Отклонение правого или левого интерцептора на -30° или -60° также не влияет на гистерезис c_y (рис. 2в), но может влиять на знак асимметрии. Так, отклонение правого интерцептора на $\delta_{\mu} = -60^{\circ}$ приводит к отрыву сначала (рис. 2г) на правой консоли, тогда как в остальных случаях отрыв происходит сначала на левой консоли крыла.

Увеличение и уменьшение угла атаки при одновременно выпущенном на угол $\delta_{\mu} = -60^{\circ}$ интерцепторе и отклоненных на $\delta_{9} = \pm 40^{\circ}$ элеронах происходит без гистерезиса в продольных АДХ (рис. 2 д) и без скачкообразного развития асимметрии (рис. 2е).

Из графиков для $m_x(\alpha)$ на рис. 2 следует, что несимметричный момент, возникающий при движении по α с нулевым отклонением органов управления по крену, не может быть скомпенсирован максимальным отклонением элеронов и/или интерцепторов, так как их эффективность на больших углах атаки, где возникает аэродинамическая асимметрия, значительно снижается. Это подчеркивает важность изучения данного явления при исследованиях бокового сваливания самолета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Экспериментально исследованы продольные и боковые аэродинамические характеристики модели самолета с прямым крылом большого удлинения. Выявлена связь между возникновением аэродинамической асимметрии и отрывом потока на консолях крыла. При возрастании угла атаки отрыв потока развивается не постепенным и симметричным образом на левой и правой консолях крыла, а скачкообразно. Поток срывается сначала на одной консоли крыла, а затем при дальнейшем росте угла атаки — на второй. При потоке, сорванном с обеих консолей крыла, течение снова становится симметричным. Несимметричное течение со значительными моментами крена и рыскания при нулевом скольжении существует тогда, когда наблюдается отрывное обтекание одной консоли крыла. При уменьшении угла атаки также скачкообразно восстанавливается безотрывное обтекание сначала одной консоли крыла, а затем на второй.

Показано, что процессы развития отрыва потока и восстановления безотрывного обтекания происходят при различных углах атаки. Это приводит к появлению гистерезиса продольных аэродинамических характеристик. Таким образом, на модели самолета впервые экспериментально обнаружена взаимосвязь развития гистерезиса продольных аэродинамических характе-



Рис. 2. Коэффициенты c_y и m_x , при непрерывных квазистатических испытаниях по углу атаки с отклоненными органами управления, V = 30 м/с: (a, б) – элероны отклонены антисимметрично на $\delta_3 = \pm 20^\circ$ и $\pm 40^\circ$; (b, r) – правый или левый интерцептор отклонен на -30 или -60° ; (д, е) – одновременно отклонены интерцептор на -60° и элероны на $\pm 40^\circ$.

ристик с возникновением асимметрии боковых характеристик. Также получено, что увеличение числа Рейнольдса приводит к увеличению площади петель гистерезиса c_y и m_z для рассматриваемой модели самолета в диапазоне изменения $\text{Re} = 0.24 - 0.32 \times 10^6$.

Исследовано влияние отклонения органов управления. Показано, что несимметричное отклонение элеронов и/или интерцепторов на крыле может привести к исчезновению асимметрии или обращению ее знаков в коэффициентах m_x и m_y , а также к исчезновению гистерезиса продольных характеристик.

Авторы надеются, что представленные данные будут интересны широкому кругу экспериментаторов, теоретиков и специалистов по расчетному моделированию отрывного обтекания.

Авторы выражают признательность сотрудникам ЦАГИ Т.И. Трифоновой и С.В. Свергуну за помощь в подготовке и проведении экспериментов.

Анализ экспериментальных данных и подготовка статьи были поддержаны грантом Российского научного фонда № 21-19-00659.

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 6 2022

АЛИЕВА и др.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. *Курьянов А.И., Столяров Г.И., Штейнберг Р.И.* О гистерезисе аэродинамических характеристик // Уч. зап. ЦАГИ. 1979. Т. Х. № 3. С. 12–15.
- 2. *Гужавин А.И., Коробов Я.П.* О гистерезисе сверхзвуковых отрывных течений // Изв. АН СССР. МЖГ. 1984. № 2. С. 116–125.
- 3. Алиева Д.А., Колинько К.А., Храбров А.Н. Гистерезис аэродинамических характеристик профиля NACA 0018 при малых дозвуковых скоростях // Теплофиз. аэромех. 2022. Т. 29. № 1. С. 45–59.
- 4. Sereez M., Abramov N.B., Goman M.G. Prediction of static aerodynamic hysteresis on a thin airfoil using Open-FOAM. // J. Aircraft. 2021. V. 58. № 2. P. 374–382.
- 5. *Нейланд В.Я., Столяров Г.И., Табачников В.Г.* Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Уч. зап. ЦАГИ. 1985. Т. XIV. № 3. С. 1–10.
- 6. *Головкин М.А., Горбань В.П., Симусева Е.В., Стратонович А.Н.* Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Уч. зап. ЦАГИ. 1987. Т. VIII. № 3. С. 1–12.
- 7. Жук А.Н., Колинько К.А., Миатов О.Л., Храбров А.Н. // Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик изолированных крыльев в условиях срыва потока. Препринт № 86. М.: ЦАГИ. 1997. 56 с.
- 8. *Кабин С.В., Колин И.В., Святодух В.К., Суханов В.Л., Шуховцов Д.В.* Множественный гистерезис статических аэродинамических характеристик // Уч. зап. ЦАГИ. 1999. Т. ХХХ. № 3–4. С. 61–68.
- 9. *Колин И.В., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В.* Существование и устойчивость внутренних границ области множественного гистерезиса статических аэродинамических сил и моментов // Изв. РАН. МЖГ. 2002. № 2. С. 199–206.
- 10. Захаров С.Б., Зубцов А.В. Экспериментальные исследования отрывного обтекания треугольного крыла малого удлинения // Уч. зап. ЦАГИ. 1988. Т. XIX. № 1. С. 8–12.
- 11. *Гоман М.Г., Задорожный А.И., Храбров А.Н.* Несимметричное разрушение вихрей и аэродинамический гистерезис при обтекании крыла малого удлинения с фюзеляжем//Уч. зап. ЦАГИ. 1988. Т. XIX. № 1. С. 1–7.
- 12. Колин И.В., Святодух В.К., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В. Гистерезис в аэродинамических характеристиках модели самолета с прямым крылом большого удлинения // Ж. тех. физ. 2006. Т. 76. №. 4. С. 136–139.
- 13. Воеводин А.В., Судаков В.Г. Статический гистерезис аэродинамических характеристик модели самолета на посадочном режиме // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 4. С. 68–74.
- 14. *Жук А.Н., Колинько К.А., Миатов О.Л., Храбров А.Н.* Исследование нелинейных аэродинамических характеристик при непрерывном движении треугольного крыла // Уч. зап. ЦАГИ. 2004. Т. XXXV. № 1–2.
- 15. *Steinier J., Termonia Y., Deltour J.* Comments on Smoothing and Differentiation of Data by Simplified Least Square Procedure // Anal. Chem. 1972. V. 44. № 11. P. 1906–1909.
- 16. Schafer R.W. What is a Savitzky-Golay Filter // IEEE Sig. Proc. mag. 2011. P. 111-117.
- 17. Orfanidis S.J. Introduction to Signal Processing. Rutgers University //http://www.ece.rutgers.edu/~orfanidi/intro2sp