УДК 629.73.018.7 DOI: 10.17587/mau.19.201-208

О. Н. Корсун, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,
А. В. Стуловский, инженер, avstlv2@gmail.com,
Государственный НИИ авиационных систем, г. Москва,
А. В. Канышев, нач. отд., astra_kanysheva@mail.ru,
Государственный летно-испытательный центр им В. П. Чкалова, г. Ахтубинск

Идентификация моделей гистерезиса аэродинамических коэффициентов на закритических углах атаки[1]

Рассмотрена проблема идентификации математической модели движения самолетов на закритических углах атаки по данным летного эксперимента. Характерной особенностью динамики самолета в этом диапазоне углов атаки является возникновение гистерезиса аэродинамических коэффициентов. Предложены алгоритмы получения оценок коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления, коэффициента момента тангажа по данным летного эксперимента. Рассмотрена математическая модель гистерезиса коэффициента подъемной силы, выполнена идентификация параметров этой модели по полетным данным. Для описания гистерезисов коэффициентов силы сопротивления и момента тангажа предложены модели, выражающие эти параметры через гистерезис коэффициента подъемной силы. Приводятся примеры обработки полетных данных современного маневренного самолета, подтверждающие работоспособность рассмотренных моделей и алгоритмов.

Ключевые слова: *летные испытания, идентификация аэродинамических коэффициентов, аэродинамический гистерезис, отклоняемый вектор тяги, закритические углы атаки, сверхманевренность*

Введение

В настоящее время маневренные самолеты, оснащенные системой отклоняемого вектора тяги (ОВТ), способны выполнять управляемый полет вне традиционного диапазона эксплуатационных углов атаки, т. е. при значениях углов атаки, существенно превышающих критические. Хорошо известно [1, 2], что при этом аэродинамические процессы принципиально изменяются по сравнению с традиционной эксплуатационной областью. Известно также, что погрешности методов расчетной аэродинамики и трубного эксперимента для этих режимов значительно возрастают в силу существенно нелинейного и нестационарного характера обтекания. Поэтому актуальной является проблема проверки и уточнения аэродинамических коэффициентов по результатам летных экспериментов методами идентификации систем. Очевидно [1—3], что согласованная с полетными данными модель динамики самолета необходима при разработке, модернизации, испытаниях, создании тренажеров, расследовании летных происшествий, т. е. на всех основных этапах жизненного цикла.

Важнейшей особенностью закритических режимов является присутствие гистерезиса в зависимостях аэродинамических коэффициентов от угла атаки. Это явление обусловлено тем, что в закритической области отрыв потока при возрастании угла атаки и восстановление потока при последующем уменьшении угла атаки происходят несимметрично. Указанный эффект имеет место даже при весьма малых значениях производной угла атаки по времени, вследствие чего его называют стационарным гистерезисом [2].

В данной статье предлагаются алгоритмы получения оценок коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления, коэффициента момента тангажа непосредственно по данным летного эксперимента. Рассмотрена математическая модель гистерезиса коэффициента подъемной силы, выполнена идентификация ее параметров. Для описания гистерезисов коэффициентов силы сопротивления и момента тангажа предложены выражения, позволяющие вычислить эти параметры через гистерезис подъемной силы и коэффициенты, аналогичные известным из аэродинамики и динамики полета коэффициен-

[1] Работа поддержана РФФИ, проект 17-08-00856-а.

там аэродинамического качества и запасу статической устойчивости по перегрузке [1—3].

1. Получение оценок аэродинамических коэффициентов на закритических углах атаки по данным натурных экспериментов

В области создания методов оценивания аэродинамических характеристик самолетов по данным летных экспериментов на основе теории идентификации систем к настоящему времени получен значительный задел [3—5]. Главным образом он относится к традиционному эксплуатационному диапазону углов атаки [6—11]. Следует отметить, что опыт идентификации на больших докритических углах атаки [12—14] в определенной степени может быть распространен и на закритическую область, как это показано, например, в статье [15]. Кроме того, модели аэродинамического гистерезиса рассматривались в работах [2, 16—18]. Авторы работ [2, 16] подчеркивали, что интерес к разработке математических моделей гистерезиса на закритических углах атаки был вызван появлением фигуры "кобра Пугачева", при выполнении которой маневренный самолет, не имеющий отклоняемого вектора тяги, кратковременно выходил в область закритических углов атаки, несмотря на серьезные ограничения по управляемости [2].

В настоящем разделе предложены алгоритмы непосредственного получения из летного эксперимента оценок коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления, момента тангажа в функции угла атаки. До начала обработки полетных данных необходимо скорректировать погрешности бортовых измерений, которые в закритической области могут существенно увеличиться, и предусмотреть учет сил и моментов, создаваемых отклоняемым вектором тяги. Пути решения этих задач подробно изложены в работе [15]. Далее расчет оценок аэродинамических коэффициентов подъемной силы и сопротивления для дискретных моментов времени выполняется по следующим формулам:

$$c_{ye}(t_i) = \frac{(n_y(t_i)\,m\,g - P_y(t_i))\cos(\alpha(t_i) + \varphi_{\text{дв}}) + (n_x(t_i)\,m\,g - P_x(t_i))\sin(\alpha(t_i) + \varphi_{\text{дв}})}{q\,S}; \quad (1)$$

$$c_{xe}(t_i) = -\frac{(P_y(t_i) - n_y(t_i)\,m\,g)\sin(\alpha(t_i) + \varphi_{\text{дв}}) + (n_x(t_i)\,m\,g - P_x(t_i))\cos(\alpha(t_i) + \varphi_{\text{дв}})}{q\,S}, \quad (2)$$

$$i = 1, 2, \ldots, N.$$

В выражениях (1), (2) используются следующие обозначения:

c_{ye}, c_{xe} — оценки аэродинамических коэффициентов подъемной силы и сопротивления;

N — число точек на участке обработки;

α — угол атаки, рад;

m — масса самолета, кг;

S — эквивалентная площадь крыла, м^2;

$q = \rho_H V^2/2$ — скоростной напор, Па;

ρ_H — плотность воздуха на высоте полета, кг/м^3;

V — истинная воздушная скорость полета, м/с;

n_x, n_y — перегрузки вдоль осей связанной системы координат;

P_x, P_y — проекции силы тяги двигателя на оси связанной системы координат, Н;

$\varphi_{\text{дв}}$ — угол между осью симметрии выходного устройства двигателя и осью Ox связанной системы координат, рад.

Угол $\varphi_{\text{дв}}$ рассчитывается с учетом угла установки двигателя и отклонения сопел двигателя, имеющих место на закритических углах атаки. Проекции силы тяги, генерируемые в результате такого отклонения сопел, вычислялись с помощью модели сил и моментов, создаваемых двигателем [15].

На рис. 1 оценки коэффициентов подъемной силы и сопротивления, полученные для одного участка полета современного маневренного самолета, представлены в зависимости от угла атаки. На рис. 1 хорошо видно, что в традиционном эксплуатационном диапазоне эти зависимости являются однозначными функциями, и гистерезис возникает только при углах атаки свыше 26°, т. е. в околокритической и закритической областях.

Другим коэффициентом, относительно которого разрешалась поставленная задача, явился коэффициент момента тангажа. Значения соответствующего коэффициента находились по формуле

$$m_z(t_i) = \left(\frac{J_z}{q\,S\,b_a}\right)\left(\frac{d\omega_z(t_i)}{dt} - \frac{J_x - J_y}{J_z}\omega_x(t_i)\omega_y(t_i)\right), \quad (3)$$

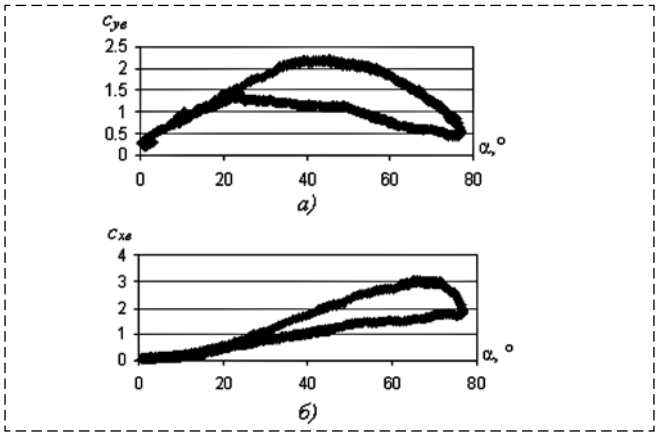

Рис. 1. Зависимость значений коэффициентов подъемной силы (*а*) и силы сопротивления (*б*) от угла атаки

где b_a — длина аэродинамической хорды, м; J_x, J_y, J_z — моменты инерции относительно осей связанной системы, кг·м^2; ω_x, ω_y, ω_z — угловые скорости относительно осей связанной системы, рад/с.

В выражении (3) производная угловой скорости тангажа по времени рассчитывается численно по формулам, приведенным в работе [1], которые хорошо себя зарекомендовали при обработке данных летных испытаний.

Затем полученное значение коэффициента момента тангажа представляется в виде суммы трех компонент:

$$m_z(t_i) = m_z(\alpha, t_i) + m_z(P, t_i) + m_z(\varphi, t_i), \qquad (4)$$

где $m_z(P, t_i)$ — компонента коэффициента момента тангажа, определяемая отклонением вектора тяги двигателя; $m_z(\varphi, t_i)$ — компонента коэффициента момента тангажа, определяемая отклонением стабилизаторов.

Для получения оценок составляющей $m_z(\alpha, t_i)$ коэффициента момента тангажа, зависящей только от угла атаки, из полученной величины $m_z(t_i)$ исключается вклад тяги двигателя $m_z(P, t_i)$, получаемый по модели, рассмотренной в работе [15]. Вклад стабилизаторов $m_z(\varphi, t_i)$ в создание момента находится после этого с помощью регрессии и также исключается. Далее строится график оценок $m_z(\alpha, t_i)$, рассчитанных по формулам (3)—(4), в функции значений угла атаки $\alpha(t_i)$, что позволяет получить оценку зависимости $m_z(\alpha)$. Описанные выше операции при обработке одного из участков полета позволяют построить график, изображенный на рис. 2.

При получении оценки, показанной на рис. 2, классические нестационарные вращательные производные коэффициента момента тангажа по угловым скоростям тангажа и угла атаки не использовались в силу малого вклада этих компонент в конечный результат. Это допущение было подтверждено путем расчета этих составляющих по банку аэродинамических характеристик самолета и подстановки их в формулу (4), которая в этом случае принимала вид

$$m_z(t_i) = m_z(\alpha, t_i) + m_z(P, t_i) + m_z(\varphi, t_i) + \\ + m_z(\omega_z, t_i) + m_z(d\alpha/dt, t_i),$$

где $m_z(\omega_z, t_i)$, $m_z(d\alpha/dt, t_i)$ — компоненты коэффициента момента тангажа, создаваемые угловыми скоростями тангажа и угла атаки.

При использовании модифицированной формулы для обработки того же полетного участка, график, показанный на рис. 2, практически не изменился.

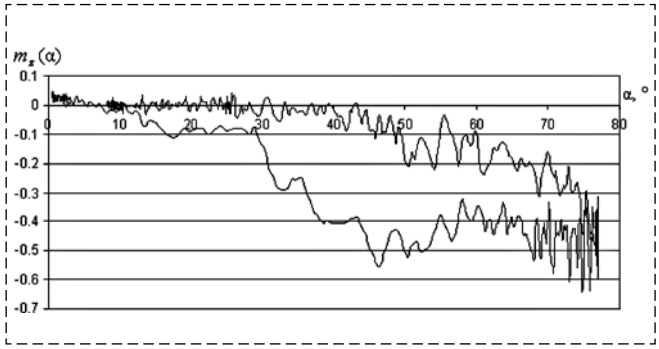

Рис. 2. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

2. Математическая модель аэродинамического гистерезиса коэффициента подъемной силы

Алгоритмы предыдущего раздела позволяют найти по данным натурного эксперимента для отдельного участка оценки коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления, момента тангажа в области закритических углов атаки. Однако значительный интерес представляет задача формирования математических моделей, описывающих полученные результаты.

Такая модель для гистерезиса коэффициента подъемной силы была предложена в работах [2, 16] и обсуждалась в работах [13, 17, 18]. Для описания гистерезиса вводится дополнительная величина $\bar{x}$ — координата, характеризующая положение точки отрыва потока на хорде профиля. Эта величина измеряется в долях хорды. Соответственно, $\bar{x}$ принимает значения от 0 до 1. Сама модель представляет собой систему двух уравнений [18]:

$$c_{ye}(\alpha) = C_{y0}(\alpha)\left(\frac{1+\sqrt{\bar{x}}}{2}\right)^2; \\ \tau_1 \frac{d\bar{x}}{dt} + \bar{x} = x_0(\alpha), \quad \bar{x}(0) = 1, \qquad (5)$$

где $C_{y0}(\alpha)$ — оценка значений коэффициента в функции угла атаки, не принимающая в расчет гистерезис; $\tau_1 = \text{const}$ — параметр модели; $x_0(\alpha)$ — статическая зависимость координаты срыва потока от угла атаки.

Именно введение точки отрыва потока позволяет описать несимметричность его восстановления и срыва. Из вида записи (5) понятно, что для практической реализации модель нуждается в уточнении.

Требуется выбрать способ задания функции $x_0(\alpha)$. В соответствии с [18] функция $x_0(\alpha)$ имеет вид

$$x_0(\alpha) = 0,5\{1 - \text{th}[\lambda(\alpha - \tau_2 d\alpha/dt - \alpha^*)]\}.$$

Поэтому дифференциальное уравнение для $\bar{x}$ примет следующий вид:

$$\tau_1 \frac{d\bar{x}}{dt} + \bar{x} = 0,5\{1 - \mathrm{th}[\lambda(\alpha - \tau_2 d\alpha/dt - \alpha^*)]\}, \quad (6)$$

где $d\alpha/dt$ — производная угла атаки по времени, рад/с; τ_1, τ_2, α^*, λ — параметры уравнения, значения которых определяются характеристиками аэродинамического профиля и конфигурацией крыла, а также динамикой процесса нестационарного обтекания.

Эти параметры наделяются следующим физическим смыслом [18]. Рассматривается положение точки отрыва потока в установившемся состоянии. Тогда в выражении (6) $\frac{d\bar{x}}{dt}$ и $\dot{\alpha}$ обращаются в ноль. В этом случае

$$\bar{x}_{\text{уст}} = 0,5\{1 - \mathrm{th}[\lambda(\alpha - \alpha^*)]\}.$$

Рассмотрев это выражение, можно прийти к выводу, что α^* — угол атаки, характеризующий такое состояние потока в установившемся режиме обтекания, при котором точка срыва потока расположена от носка хорды на относительном расстоянии $\bar{x} = 0,5$.

Таким образом, параметры α^* и λ определяют обтекание поверхности в установившемся состоянии, а постоянные времени τ_1 и τ_2 характеризуют динамические свойства процесса.

Теперь остается только определить зависимость $C_{y0}(\alpha)$. Методике ее расчета посвящен следующий раздел статьи.

3. Опорная кривая

При рассмотрении системы (5) становится понятным физический смысл величины $C_{y0}(\alpha)$. Действительно, с точки зрения построения модели $C_{y0}(\alpha)$ служит опорной кривой, из которой искомые значения $c_{ye}(\alpha)$ получаются посредством добавления возмущения, определяемого величиной $\bar{x}$.

Рассматривались различные способы выбора соответствующей кривой. Первоначально планировалось использовать полиномы второго или третьего порядка, коэффициенты которых находились регрессионными методами. К сожалению, в данной задаче такой подход натолкнулся на ограниченность форм, которые можно придать полиномам изменением их коэффициентов.

Поэтому было решено перейти к более общему способу задания кривой, а именно, к сплайнам. Кратко приведем здесь формулы примененных эрмитовых кубических сплайнов [19]. Пусть на некотором интервале $x \in [x_1, x_M]$ заданы M значений x_j, $j = 1, 2, ..., M$, которые называются узлами сплайна. Тогда для точки x из отрезка $[x_i, x_{i+1}]$ значение сплайна рассчитывается по формуле

$$S(x) = \varphi_1(t) f_i + \varphi_2(t) f_{i+1} + \varphi_3(t) h_i f'_i + \varphi_4(t) h_i f'_{i+1},$$

причем

$$\varphi_1(t) = (1-t)^2(1+2t), \quad \varphi_2(t) = t^2(3-2t),$$
$$\varphi_3(t) = t(1-t)^2, \quad \varphi_4(t) = -t^2(1-t),$$
$$h_i = x_{i+1} - x_i, \quad t = (x - x_i)/h_i.$$

Значения коэффициентов $f_i, f_{i+1}, f'_i, f'_{i+1}$ могут быть определены, например, с помощью линейной регрессии.

Первоначально предполагалось, что модель сможет подобрать наиболее точные коэффициенты и добиться лучшего соответствия, если опорная кривая, или образующая, будет проходить примерно в центре наблюдаемой в расчетах петли гистерезиса (как это показано на рис. 3).

Однако проведенное тестирование показало, что модель учитывает только ветвь гистерезиса, проходящую ниже образующей (рис. 4), причем параметры модели варьировались в весьма широких пределах и на рисунке показан самый лучший результат.

Поэтому было принято решение взять в качестве образующей сплайн, получаемый с использованием только тех точек, которые входят в верхнюю ветвь петли гистерезиса. Пример такой образующей приводится на рис. 5.

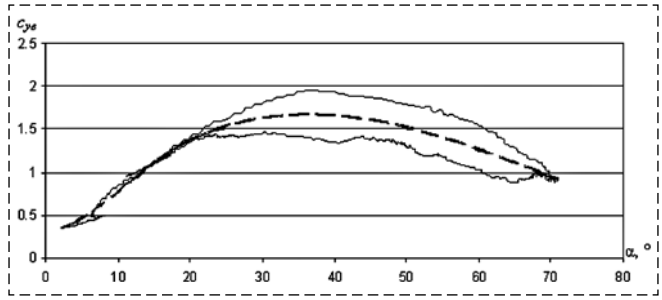

Рис. 3. Зависимость значений коэффициента подъемной силы от угла атаки (сплошная линяя) и аппроксимирующий эти значения сплайн (штриховая линяя)

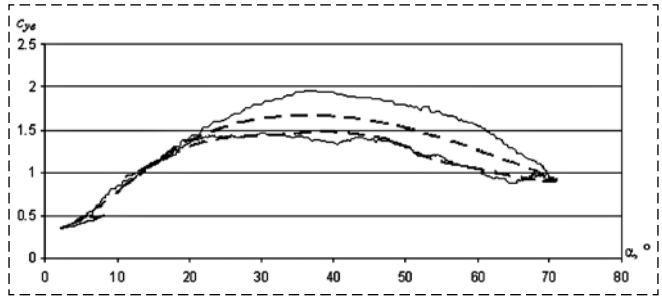

Рис. 4. Зависимость значений коэффициента подъемной силы от угла атаки, получаемая с помощью модели (5)—(6) (штриховая линия) и рассчитанная по полетным данным зависимость (сплошная линия)

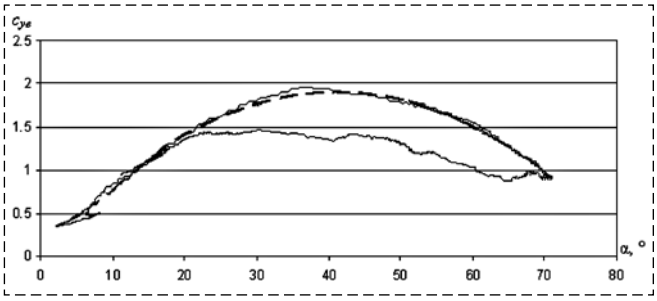

Рис. 5. Зависимость значений коэффициента подъемной силы от угла атаки (сплошная линяя) и значений сплайна, построенного по верхней ветви гистерезиса (штриховая линия)

После того как получена опорная кривая, модель (5)—(6) для вычисления коэффициента $c_{ye}(\alpha)$ определена с точностью до неизвестных параметров τ_1, τ_2, α^*, λ, оценки которых найдем с помощью идентификации. Минимизируемый функционал на каждом участке обработки сформируем как сумму квадратов рассогласований между коэффициентом $c_{ye}(\alpha)$, вычисленным по модели (5)—(6), и непосредственными оценками коэффициента подъемной силы, рассчитанным по формуле (1). В связи с малым числом параметров и низкой вычислительной сложностью задачи поиск оптимального решения можно осуществить методом перебора. Пример петли гистерезиса, построенной с помощью модели (5)—(6), приводится на рис. 6.

Указанная процедура параметрической идентификации была применена для четырех участков полета продолжительностью примерно от 36 до 53 с. На каждом из них самолет выходил на закритические углы атаки, а затем возвращался в эксплуатационный диапазон. Маневр выполняется по высоте в пределах от 4,5 до 7,5 км, для значений числа Маха от 0,2 до 0,6.

Осреднение полученных оценок параметров τ_1, τ_2, α^*, λ позволило получить обобщенную модель, достаточно хорошо аппроксимирующую коэффициент подъемной силы на всех рассмотренных участках.

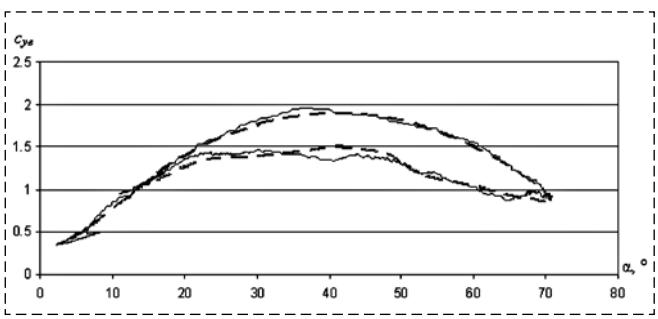

Рис. 6. Зависимость значений коэффициента подъемной силы от угла атаки, получаемая с помощью модели (5)—(6) (штриховая линия) и рассчитанная по полетным данным (сплошная линия)

4. Коэффициенты силы сопротивления и момента тангажа

Результаты предыдущего раздела показали, что модель гистерезиса (5)—(6) может успешно применяться для описания коэффициента подъемной силы в области закритических углов атаки. Поэтому представляется целесообразным рассмотреть возможность ее использования для расчета коэффициентов силы сопротивления и момента тангажа.

Пробный эксперимент для коэффициента силы сопротивления дал положительные результаты, сопоставимые по точности аппроксимации с графиком на рис. 6.

Основной недостаток такого подхода следует из схемы его получения — применение модели, построенной для другого, хотя и математически похожего процесса. Следствием этого оказывается отсутствие ясной физической интерпретации параметров модели. Кроме того, представляется нерациональным создавать отдельную модель гистерезиса для каждого коэффициента.

Поэтому в настоящей статье предлагаются модели, определяющие коэффициенты силы сопротивления и момента тангажа через модель гистерезиса коэффициента подъемной силы. Для этого предлагается использовать такие известные в аэродинамике и в динамике полета параметры, как коэффициент аэродинамического качества и запас статической устойчивости.

Напомним, что коэффициент аэродинамического качества для заданной полетной конфигурации и числа M полета в общем случае зависит от угла атаки и выражается формулой

$$K_x(\alpha) = \frac{c_{ye}(\alpha)}{c_{xe}(\alpha)}. \qquad (7)$$

При анализе результатов обработки для всех рассмотренных участков полета было установлено, что вычисленные по формуле (7) значения коэффициента аэродинамического качества демонстрируют весьма высокую степень совпадения, прежде всего в интересующей нас области закритических углов атаки (рис. 7, см. третью сторону обложки).

Для получения осредненной оценки удобно использовать, например, эрмитов сплайн, коэффициенты которого определяются методом множественной регрессии.

Оценки коэффициента силы сопротивления находятся по формуле

$$c_{xe}(\alpha) = c_{ye}(\alpha)/\widehat{K}_x(\alpha), \qquad (8)$$

где $\widehat{K}_x(\alpha)$ — оценка коэффициента аэродинамического качества, полученная осреднением

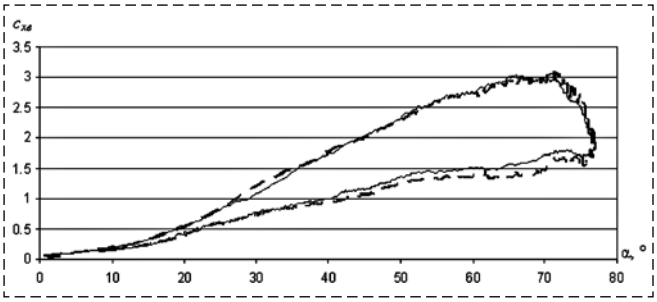

Рис. 8. Значения c_{xe}, рассчитанные по формуле (8) (штриховая линия) и вычисленные из полетных данных по формуле (2) (сплошная линия)

по нескольким однотипным участкам полета; $c_{ye}(\alpha)$ — значение коэффициента подъемной силы, полученного с помощью модели (5)—(6).

Сопоставление значений коэффициента силы сопротивления, полученных вышеуказанным методом и вычисленных из полетных данных по формуле (2) для одного из участков полета, приводится на рис. 8. Высокая степень соответствия подтверждает работоспособность предложенного подхода.

При анализе устойчивости продольного движения широко используется запас статической устойчивости по перегрузке [1—3], при вычислении которого основным элементом является отношение приращения коэффициента момента тангажа к приращению коэффициента подъемной силы, что по физическому смыслу соответствует плечу действия силы.

Это позволяет для вычисления оценок коэффициента момента тангажа предложить формулу, аналогичную (8):

$$m_z(\alpha) = c_{ye}(\alpha)\widehat{K}_v(\alpha), \qquad (9)$$

где $\widehat{K}_v(\alpha)$ — оценка коэффициента преобразования, осредненная по нескольким участкам полета.

Для осреднения также предлагается использовать эрмитов сплайн и множественную регрессию.

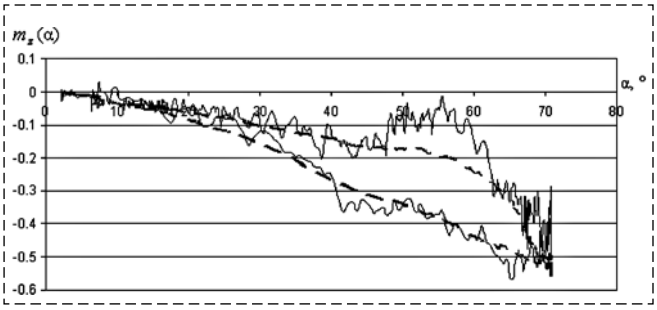

Рис. 10. Значения коэффициента момента тангажа, рассчитанные по формуле (9) (штриховая линия) и вычисленных из полетных данных (сплошная линия) по формулам (3)—(4)

Оценки коэффициента $K_v(\alpha) = m_z(\alpha)/c_{ye}(\alpha)$, вычисленные для четырех участков полета, показаны на рис. 9 (см. третью сторону обложки).

Здесь, как и в случае с оценками коэффициента аэродинамического качества, имеет место высокая степень согласованности между различными участками полета. На рис. 10 представлены оценки коэффициента момента тангажа, рассчитанные описанным выше способом по формуле (9), и оценки, непосредственно полученные из летного эксперимента по формулам (3)—(4). Как видим, степень соответствия остается достаточно хорошей, хотя и уступает результату для коэффициента силы сопротивления (см. рис. 9).

Заключение

В статье излагается методика идентификации аэродинамических коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления, момента тангажа по данным летных испытаний в области закритических углов атаки.

Рассмотрена математическая модель аэродинамического гистерезиса, подтверждено ее соответствие полетным данным.

Предложены модели для расчета аэродинамических гистерезисов коэффициентов силы сопротивления и момента тангажа через гистерезис коэффициента подъемной силы и экспериментально определяемые коэффициенты преобразования, аналогичные коэффициенту аэродинамического качества и запасу статической устойчивости по перегрузке.

Работоспособность предложенных методик идентификации подтверждена примерами обработки полетных данных на закритических углах атаки.

Список литературы

1. **Васильченко К. К., Леонов В. А., Пашковский И. М., Поплавский Б. К.** Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. 745 с.

2. **Аэродинамика**, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Наука. Физмалит, 1998. 816 с.

3. **Белоцерковский С. М., Качанов Б. О., Кулифеев Ю. Б., Морозов В. И.** Создание и применение математических моделей самолетов. М.: Наука, 1984. 143 с.

4. **Klein V., Morelli E. A.** Aircraft system identification: Theory and Practice. USA, Reston: AIAA, 2006. 499 p.

5. **Korsun O. N., Poplavsky B. K.** Approaches for flight tests aircraft parameter identification // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014. St. Petersburg. Russian Federation. 2014. Paper № 2014-0210.

6. **Корсун О. Н., Николаев С. В.** Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9. С. 3—10.

7. **Lawrence E. Hale, Mayuresh Patil, and Christopher J. Roy.** Aerodynamic Parameter Identification and Uncertainty Quantification for Small Unmanned Aircraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2017. Vol. 40, No. 3. P. 680—691.

8. **Игнатьев Д. И., Храбров А. Н.** Использование искусственных нейронных сетей для моделирования динамических эффектов аэродинамических коэффициентов трансзвукового самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII, № 6. С. 84—91.

9. **Дорофеев Е. А., Игнатьев Д. И., Храбров А. Н.** Применение искусственных нейронных сетей для моделирования нестационарных аэродинамических характеристик // Труды МФТИ. 2011. Т. 3, № 2. С. 15—25.

10. **Grishin I. I., Ignatyev D. I., Khrabrov A. N., Kolinko K. A., Vinogradov Yu. A., Zhuk A. N.** Experimental investigations and mathematical simulation of unsteady aerodynamic coefficients of Transonic Cruiser at small velocities in the wide range of attack angles // International Online Journal Visualization of Mechanical Processes. 2011. Vol. 1, Iss. 2.

11. **Yongkyu Song, Byungheum Song, Seanor B.** et la On-line aircraft parameter identification using Fourier transform regression with an application to F/A-18 HARV flight data // KSME International Journal. 2002. Vol. 16, N. 3. P. 327—337.

12. **Ericsson L. E.** Critical issues in high-alpha vehicle dynamics. AIAA: Report No. AIAA-91-3221. 1991.

13. **Luchtenburg D. M., Rowley C. M., Lohry M. W., Martinelli L., Stengel R. F.** Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport // Journal of Aircraft. 2015. Vol. 52, N. 3. P. 890—895.

14. **Корсун О. Н., Николаев С. В., Поплавский Б. К.** Алгоритмы проверки правильности полетных данных и оценивания нелинейностей при идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 4. С. 270—278.

15. **Корсун О. Н., Стуловский А. В., Канышев А. В.** Анализ движения самолетов на закритических углах атаки: коррекция погрешностей бортовых измерений и моделирование отклоняемого вектора тяги // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 10. С. 705—711.

16. **Goman M. G., Khrabrov A. N.** State-Space Representation of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft at High Angles of Attack, Journal of Aircraft. 1994. Vol. 31, N. 5. P. 1109—1115.

17. **Jategaonkar R. V.** Flight vehicle system identification: A time domain methodology. Reston, USA: AIAA, 2006. 410 p.

18. **Овчаренко В. Н.** Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. М.: Изд-во МАИ, 2017. 182 с.

19. **Завьялов Ю. С., Квасов Б. И., Мирошниченко В. Л.** Методы сплайн-функций. М.: Наука, 1980. 352 с.

Identification of Hysteresis Models for Aerodynamic Coefficients at Overcritical Angles of Attack

O. N. Korsun, marmotto@rambler.ru, **A. V. Stulovsky,** avstlv2@gmail.com,
State Research Institute of aviation systems, Moscow, 125167, Russian Federation,
A. V. Kanyshev, astra_kanysheva@mail.ru,
State Flight Test Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk, Russian Federation

Corresponding author: **Korsun Oleg N.**, D. Sc., Professor,
State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125167, Russian Federation,
e-mail: marmotto@rambler.ru

Accepted on October 27, 2017

At present, maneuverable thrust vectored aircraft are capable of performing a controlled flight beyond normal flight envelope, namely, for attack angles significantly exceeding the critical value. It is well known that in this case the aerodynamic processes fundamentally change in comparison with flight at small and average angles of attack. It is also known that the errors in the methods of computational aerodynamics and the wind-tunnel data for overcritical range increase significantly due to the essentially nonlinear and unsteady nature of the flow. Therefore, the problem of validation and estimation of aerodynamic coefficients based on the results of flight tests by methods of system identification is vital. It is obvious that agreement of aircraft dynamics models with the flight data is necessary for the development, modernization, testing, creation of simulators, investigation of flight incidents, i.e. for all the main stages of the aircraft life cycle. One of the most important poststall effects is the emergence of hysteresis in the dependences of the aerodynamic coefficients on the angle of attack. This phenomenon is due to the fact that the flow separation with increasing angle of attack and flow restoration with the subsequent decrease of the angle of attack occur asymmetrically. This effect takes place even for very small values of the derivative of the angle of attack with respect to time, and as a result it is called stationary hysteresis. This article deals with the problems concerning identification of the mathematical model for aircraft motion at the overcritical angles of attack by processing flight test data. Algorithms for obtaining estimates for coefficients of the lift force, the drag force and the pitching moment from the flight test data are proposed. The mathematical model of the hysteresis of the lift coefficient is considered, and its parameters are identified. Furthermore, article presents expressions allowing the calculation of the hysteresis of the drag coefficient and the pitch moment through the hysteresis of the lifting force and the coefficients analogous to the lift-drag ratio and static stability coefficients known from aerodynamics and flight dynamics.

Keywords: *flight tests, identification of aerodynamic coefficients, aerodynamic hysteresis, thrust vectoring, overcritical angles of attack, supermaneuverability*

Acknowledgements: This work is supported by RFBR grant no. 17-08-00856_a.

For citation:

Korsun O. N., Stulovsky A. V., Kanyshev A. V. Identification of Hysteresis Models for Aerodynamic Coefficients at Overcritical Angles of Attack, *Mekhatronika, Avtomatizatsija, Upravlenie,* 2018, vol. 19, no. 3, pp. 201—208.

DOI: 10.17587/mau.19.201-208

References

1. **Vasil'chenko K. K., Leonov V. A., Pashkovskij I. M., Poplavskij B. K.** Letnye ispytanija samoletov, Moscow, Mashinostroenie, 1996, 745 p. (in Russian).

2. **Bjushgens G. S.** ed. *Ajerodinamika, ustojchivost' i upravljaemost' sverhzvukovyh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft), Moscow, Nauka, 1998, 816 p. (in Russian).

3. **Belocerkovskij S. M., Kachanov B. O., Kulifeev Ju. B., Morozov V. I.** Sozdanie i primenenie matematicheskih modelej samoletov, Moscow, Nauka, 1984, 143 p. (in Russian).

4. **Klein V., Morelli E. A.** Aircraft system identification: Theory and Practice, USA, Reston: AIAA. 2006. 499 p.

5. **Korsun O. N., Poplavsky B. K.** Approaches for flight tests aircraft parameter identification, *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014,* St. Petersburg. Russian Federation, 2014, Paper № 2014-0210.

6. **Korsun O. N., Nikolaev S. V.** *Identifikacija ajerodinamicheskih kojefficientov samoleta v jekspluatacionnom diapazone uglov ataki* (Aircraft Aerodynamic Coefficients Identification in the Angle of Attack Operational Range), *Vestnik Komp'juternyh i Informacionnyh Tehnologij*, 2016, no. 9, pp. 3—10 (in Russian).

7. **Hale L. E., Patil M., Roy C. J.** Aerodynamic parameter identification and uncertainty quantification for small unmanned aircraft, *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2017, vol. 40, no. 3, pp. 680—691.

8. **Ignat'ev D. I., Hrabrov A. N.** *Ispol'zovanie iskusstvennyh neironnyh setej dlja modelirovanija dinamicheskih jeffektov ajerodinamicheskih kojefficientov transzvukovogo samoleta* (Application of neural networks in the simulation of dynamic effects of canard aircraft aerodynamics), *Uchenye zapiski CAGI*, 2011, vol. XLII, no. 6, pp. 84—91 (in Russian).

9. **Dorofeev E. A., Ignat'ev D. I., Hrabrov A. N.** *Primenenie iskusstvennyh neironnyh setej dlja modelirovanija nestacionarnyh ajerodinamicheskih harakteristik* (Application of neural networks in the simulation of unsteady aerodynamic characteristics), *Trudy MFTI*, 2011, vol. 3, no. 2, pp. 15—25 (in Russian).

10. **Grishin I. I., Ignatyev D. I., Khrabrov A. N., Kolinko K. A., Vinogradov Yu. A., Zhuk A. N.** Experimental investigations and mathematical simulation of unsteady aerodynamic coefficients of Transonic Cruiser at small velocities in the wide range of attack angles, *International Online Journal Visualization of Mechanical Processes*, 2011, vol. 1, iss. 2.

11. **Yongkyu Song, Byungheum Song, Seanor B.** et la On-line aircraft parameter identification using Fourier transform regression with an application to F/A-18 HARV flight data, *KSME International Journal*, 2002, vol. 16, no. 3, pp. 327—337.

12. **Ericsson L. E.** Critical issues in high-alpha vehicle dynamics; 1991. AIAA: Report No, AIAA-91-3221.

13. **Luchtenburg D. M., Rowley C. M., Lohry M. W., Martinelli L., Stengel R. F.** Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport, *Journal of Aircraft*, 2015, vol. 52, no. 3, pp. 890—895.

14. **Korsun O. N., Nikolaev S. V., Poplavskij B. K.** *Algoritmy proverki pravil'nosti poletnyh dannyh i ocenivanija nelinejnostej pri identifikacii ajerodinamicheskih kojefficientov samoletov* (Algorithms for validation of flight data and the evaluation of nonlinearities of the aerodynamic coefficients of the aircraft), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no.4, pp. 270—278 (in Russian).

15. **Korsun O. N., Stulovskij A. V., Kanyshev A. V.** *Analiz dvizhenija samoletov na zakriticheskih uglah ataki: korrekcia pogreshnostej bortovyh izmerenij i modelirovanie otklonjaemogo vektora tjagi* (Analysis of the aircraft motion at overcritical angles of attack: on-board measurements errors and simulation of thrust vectoring), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 10, pp. 705—711 (in Russian).

16. **Goman M. G., Khrabrov A. N.** State-Space Representation of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft at High Angles of Attack, *Journal of Aircraft*, 1994, vol. 31, no. 5, pp. 1109—1115.

17. **Jategaonkar R. V.** Flight vehicle system identification: A time domain methodology, USA, Reston, AIAA, 2006, 410 p.

18. **Ovcharenko V. N.** *Identifikacija ajerodinamicheskih harakteristik vozdushnyh sudov po poletnym dannym* (Identification of aerodynamic characteristics of aircrafts according to flight data), Moscow, Publishing house of MAI, 2017, 182 p. (in Russian).

19. **Zav'jalov Ju. S., Kvasov B. I., Miroshnichenko V. L.** *Metody splain-funkcyj* (Methods spline functions), Moscow, Nauka, 1980, 352 p. (in Russian).