

УДК 629.73.018.7

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ СУЩЕСТВЕННО НЕЛИНЕЙНОЙ И НЕСТАЦИОНАРНОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

О.Н. Корсун

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем
Россия, 125167, Москва, ул. Викторенко, 7
E-mail: marmotto@rambler.ru

А.В. Каньшев

Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова
Россия, 416510, Ахтубинск, в/ч 15650
E-mail: astra_kanysheva@mail.ru

А.В. Стуловский

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем
Россия, 125167, Москва, ул. Викторенко, 7
E-mail: avstlv2@gmail.com

Ключевые слова: идентификация аэродинамических коэффициентов, коррекция бортовых измерений, закритические углы атаки, аэродинамический гистерезис.

Аннотация: рассматриваются проблемы, связанные с идентификацией моделей нелинейных и нестационарных объектов, на примере идентификации аэродинамических коэффициентов самолета по полетным данным на закритических углах атаки. Представлена методика обнаружения и коррекции погрешностей бортовых измерений по каналам угла атаки и воздушной скорости, которые существенно влияют на точность идентификации. Представлена методика идентификации основных коэффициентов продольного движения, изменения которых имеет ярко выраженный нестационарный характер, проявляющийся в наличии гистерезиса. Представлена математическая модель гистерезиса и показана возможность идентификации ее параметров.

1. Введение

Идентификация параметров нелинейных и нестационарных динамических систем традиционно является одной из наиболее сложных задач теории идентификации. Для успешной идентификации в этом случае большое значение имеет использование априорных оценок параметров и любой иной достоверной информации из предметной области. В настоящей работе представлен пример идентификации параметров математической модели маневренного самолета на закритических углах атаки, когда характер изменения аэродинамических коэффициентов является весьма сложным вследствие несимметричного отрывного обтекания, порождающего эффект аэродинамического гистерезиса. С точки зрения идентификации важная особенность полета на закритических углах атаки обусловлена использованием отклоняемого

вектора тяги, который компенсирует уменьшение эффективности аэродинамических управляющих поверхностей. В итоге сопла двигателей, как правило, отклоняются синфазно с традиционными аэродинамическими рулями, что создает линейную зависимость между различными управляющими сигналами.

В настоящее время маневренные самолеты, способные изменять направление вектора тяги, производятся серийно. Это создает благоприятные условия для проведения экспериментальных исследований в области полета на закритических углах атаки. В частности, появляется возможность исследовать погрешности бортовых измерений на этих режимах и провести идентификацию аэродинамических коэффициентов по полетным данным.

В данной работе основное внимание уделяется технике обработки полетных данных, полученных в летных испытаниях, и методике идентификации аэродинамических коэффициентов.

2. Обнаружение и коррекция погрешностей полетных данных

На первом этапе формируется математическая модель, включающая в себя уравнения из общей модели пространственного движения самолета [1]

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right],$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha,$$

$$\frac{dV}{dt} = a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta,$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma,$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg}\psi (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma),$$

где α, β – углы атаки и скольжения, рад; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанных осей, рад./с; ψ, γ, ψ – углы тангажа, крена, рыскания, рад.; V – истинная воздушная скорость, м/с; a_x, a_y, a_z – ускорения вдоль связанных осей, м/с².

Все входящие в уравнение сигналы измеряются бортовыми средствами. Если измерение выполнено точно, они должны удовлетворять указанной системе уравнений. К сожалению, непосредственное численное интегрирование системы в общем случае невозможно, поскольку постоянные погрешности измерений угловых скоростей и ускорений (перегрузок) приводят к расходимости решения. Для регуляризации решается вспомогательная идентификационная задача. Вводится шесть постоянных погрешностей измерения проекций угловой скорости и перегрузки самолета на оси связанной системы координат, после чего оценки этих погрешностей находятся каким-либо методом параметрической идентификации. Сравнение полученного решения и соответствующих измеренных сигналов позволяет выявить погрешности измерений. Так на рис. 1 хорошо видно, что при углах атаки превышающих 50° возникают существенные погрешности в измерениях угла атаки и воздушной скорости. Между тем, эти параметры критически важны не только для безопасности полета, но и для выполнения идентификации.

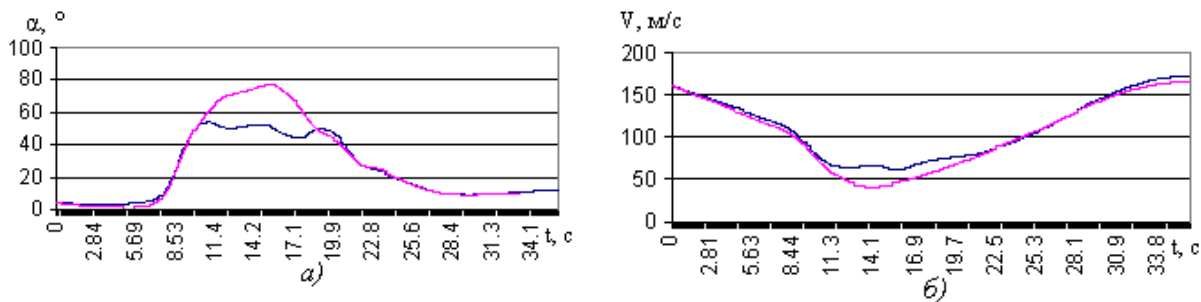


Рис. 1. Зависимости полетных данных (синяя линия) и скорректированных данных (фиолетовая линия) от времени для а) угла атаки, б) истинной скорости.

3. Получение оценок коэффициентов модели с учетом нелинейности и нестационарности

После коррекции погрешностей измерений осуществляется вычисление коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления

$$c_{ye}(t_i) = \frac{(n_y(t) m g - P_y(t)) \cos(\alpha(t)) + (n_x(t) m g - P_x(t)) \sin(\alpha(t))}{q S},$$

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

где c_{ye} , c_{xe} – коэффициенты подъемной силы и сопротивления в полусвязанной системе координат; m – масса самолета, кг; S – эквивалентная площадь крыла, м²; $q = \rho_h V^2 / 2$ – скоростной напор, Па; ρ_h – плотность воздуха на высоте полета, кг/м³; P_x, P_y – проекции тяги двигателей на оси связанной системы координат, Н; n_x, n_y – перегрузки вдоль осей связанной системы координат.

Формулы записаны в предположении, что угол установки двигателя равен нулю. Проекция силы тяги, возникающие при отклонении вектора тяги, рассчитывались посредством модели сил и моментов, создаваемых двигателем, сформулированной в [2].

Другим коэффициентом, относительно которого разрешалась поставленная задача, являлся коэффициент момента тангажа.

$$m_z(t) = \left(\frac{J_z}{q S b_A} \right) \left(\frac{d\omega_z(t)}{dt} - \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x(t) \omega_y(t) \right),$$

где b_a – длина аэродинамической хорды, м; J_x, J_y, J_z – моменты инерции относительно осей связанной системы, кгм²;

Значение коэффициента момента тангажа представляется в виде суммы трех компонент, определяемых углом атаки, отклонением вектора тяги и отклонением стабилизаторов. Вклад компоненты, зависящей от отклонения вектора тяги можно оценить и исключить при помощи модели высотно-скоростных характеристик двигателя и модели сил и моментов, создаваемых отклоняемым вектором тяги [2], вклад стабилизаторов рассчитывается с помощью регрессии на скользящем интервале и также исключается. Это позволяет оценить компоненту коэффициента момента

тангажа, зависящую от угла атаки $m_z(\alpha)$. Пример оценок коэффициентов подъемной силы и момента тангажа представлен на рис. 2.

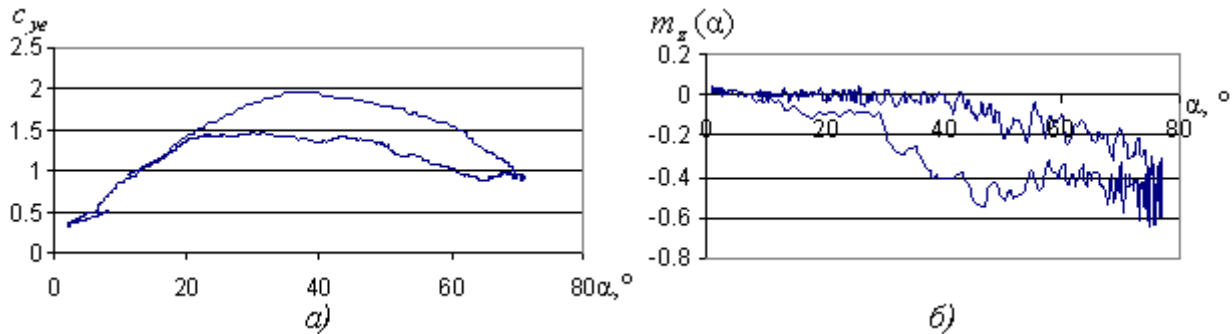


Рис. 2. Зависимость от угла атаки значений оценки коэффициентов а) подъемной силы, б) момента тангажа.

4. Модель гистерезиса аэродинамических коэффициентов

В предыдущем разделе представлена методика получения оценок коэффициентов, содержащих ярко выраженный гистерезис по углу атаки. Рассмотрим теперь на примере коэффициента подъемной силы аналитическую модель, обеспечивающую математическое описание этого явления. Для этой задачи в аэродинамике в рамках задачи исследования обтекания в аэродинамических трубах потоком воздуха на закритических углах атаки разработан ряд подходов [1,3,4]. Одним из них является использование модели [5]

$$c_{ye}(\alpha) = c_{y0} + c_{ye}(\alpha, x_0) \left(\frac{1 + \sqrt{\bar{x}}}{2} \right)^2,$$

$$\tau_1 \frac{d\bar{x}}{dt} + \bar{x} = 0.5 \{ 1 - \tanh[\lambda(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^*)] \}, \quad \bar{x}(0) = 1,$$

где \bar{x} – координаты, характеризующей положение точки отрыва потока на хорде профиля; $c_{ye}(\alpha, x_0)$ – оценка значений коэффициента, не принимающая в расчет гистерезис; $\dot{\alpha}$ – производная угла атаки по времени, рад/с; $\tau_1, \tau_2, \alpha^*, \lambda$ – параметры уравнения, значения которых определяются характеристиками аэродинамического профиля и конфигурацией крыла, а также динамикой процесса нестационарного обтекания.

Поскольку предполагается, что параметры α^* и λ характеризуют обтекание поверхности в установившемся состоянии, то они принимаются постоянными на всех участках траектории, в то время как параметры τ_1 и τ_2 , зависящие от условий эксперимента, нуждаются в индивидуальной оценке.

Из записи также явствует и физический смысл $c_{ye}(\alpha, x_0)$. С точки зрения модели она является опорной кривой, путем добавления к которой возмущений и формируется значение c_{ye} . В данной работе опорная кривая задавалась при помощи Эрмитовых сплайнов третьего порядка [6].

К параметрам модели гистерезиса также применялась процедура параметрической идентификации. При этом оценки параметров находились из условия наибольшей

близости модели к оценкам коэффициента, полученным по методике раздела 3. В итоге модель с достаточно высокой точностью позволяет описать аэродинамический гистерезис коэффициента подъемной силы, как можно видеть на рис. 3.

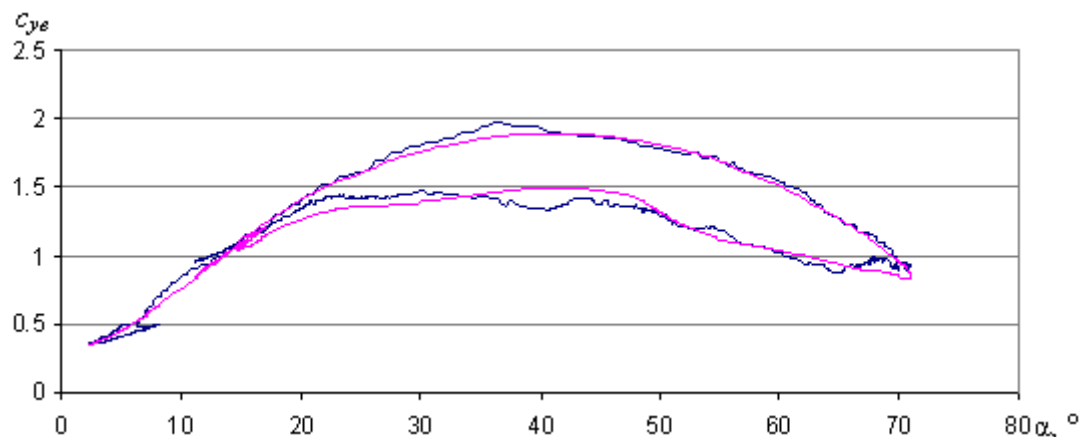


Рис. 3. Зависимость от угла атаки оценки коэффициента подъемной силы (синяя линия) и значений модели гистерезиса (фиолетовая линия).

Аналогичные модели можно построить для коэффициентов силы сопротивления и момента тангажа.

4. Заключение

В статье излагается методика проверки и коррекции полетных данных, применяемая при исследовании движения самолета на закритических углах атаки.

Кроме того, рассматривается методика вычисления оценок коэффициентов подъемной силы, силы сопротивления и момента тангажа по полетным данным. Рассматривается также аналитическая модель, позволяющая описывать эффект аэродинамического гистерезиса для указанных коэффициентов.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (17-08-00856а).

Список литературы

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
2. Каньшев А.В., Корсун О.Н., Стуловский 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.
3. Goman M.G., Khrabrov A.N. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircrafts equipped with thrust vector control // Journal of aircraft. 1994. Vol. 31, No. 5. P. 1109-1115.
4. Jategaonkar R.V. Flight vehicle system identification: a time domain methodology. Reston, USA: AIAA, 2006. 410 p.
5. Овчаренко В.Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: идентификация по полетным данным. М.: ЛЕНАНД, 2019. 236 с.
6. Завьялов Ю.С., Квасов Б.И., Мирошниченко В.Л. Методы сплайн-функций. М.: Наука, 1980. 352 с.