

О. Н. Корсун, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва,  
С. В. Николаев, начальник отделения — старший инженер-испытатель, nikozavr@mail.ru,  
Государственный летно-испытательный центр им. В. П. Чкалова, г. Ахтубинск

## Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки<sup>1</sup>

*Представлена методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки с учетом нелинейностей и изменения работы двигателя. Рассмотрены основные этапы методики идентификации. Показаны результаты апробации методики на примере современного маневренного самолета. Отличительной особенностью методики является ориентация на повышение технологичности процедур идентификации и наглядности отображения результатов, что достигается за счет специально разработанного алгоритмического и программного обеспечения, включающего единый, удобный для пользователей графический интерфейс.*

**Ключевые слова:** идентификация, методика, летные испытания, аэродинамические коэффициенты

### Введение

В настоящее время актуальной проблемой является совершенствование методик определения характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) самолетов при проведении летных испытаний (ЛИ), в том числе с использованием методов моделирования и идентификации. Решение этой задачи предполагает разработку методического, алгоритмического и программного обеспечения процесса определения характеристик устойчивости и управляемости самолетов с использованием не только материалов летных экспериментов (ЛЭ), но и результатов математического и полунатурного моделирования [1—12]. Важнейшим компонентом разработанной методики является процедура идентификации аэродинамических коэффициентов с учетом силы тяги двигателей, входящей в математическую модель движения летательного аппарата (ЛА). Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов, по данным ЛЭ, позволяет проверить и уточнить результаты, полученные методами экспериментальной и вычислительной аэродинамики, и обеспечить необходимую точность результатов при наличии нелинейностей и изменении режима работы двигателей. В соответствии с работой [13] методика представляет единую многоэтапную процедуру, включающую следующие основные этапы:

- подготовка исходных данных по самолету;
- выполнение ЛЭ;
- проверка правильности функционирования системы измерений и регистрации полетных данных;
- этап собственно идентификации, на котором выполняется предварительная оценка нелинейных зависимостей, идентификация параметров продольного движения с учетом тяги двигателей, уточнение нелинейностей и сравнение по-

лученных результатов с банком аэродинамических характеристик. При необходимости выполняется коррекция банка.

### 1. Подготовка исходных данных

Для успешного выполнения идентификации необходимо, в первую очередь, собрать и проанализировать исходные данные по самолету и системе управления. В перечень необходимых исходных данных, представляемых разработчиком самолета, входят (рис. 1) геометрические и инерционно-массовая характеристики самолета, высотно-скоростные характеристики двигателей, координаты и углы установки двигателей, моменты инерции роторов и т. д. Необходимым условием полноты исходной информации является наличие банка аэродинамических характеристик, данных об основных эксплуатационных ограничениях самолета, динамических характеристиках датчиков, регистрирующих параметры движения, координатах установки датчиков, алгоритмах и особенностях работы системы управления.

Для удобства работы с исходными данными авторами разработан пакет программ для идентифика-



Рис. 1. Исходные данные, необходимые для идентификации

<sup>1</sup> Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 12-08-00682-а.

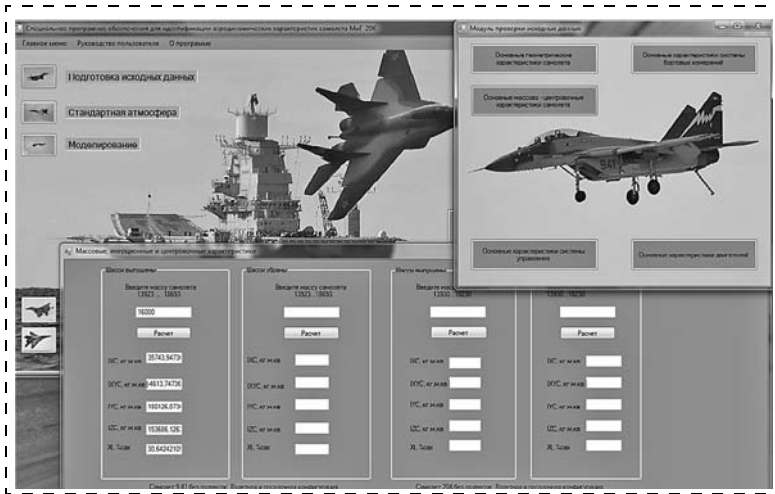


Рис. 2. Интерфейс программы идентификации и модуля расчета массово-центровочных характеристик

ции, один из модулей которого служит для расчета моментов инерции и центровки в зависимости от полетного веса самолета с учетом конфигурации, подвесок. Интерфейс программ показан на рис. 2.

## 2. Выполнение летного эксперимента в целях получения данных для идентификации

На этом этапе осуществляется выбор режимов полета, форм и амплитуд входных сигналов и получение необходимых материалов в ЛЭ. Вопрос определения наиболее предпочтительного вида тестовых сигналов для выполнения идентификации исследовался ранее [1, 3, 4, 9]. Для уточнения математической модели (ММ) движения ЛА методами идентификации наиболее подходящими признаны режимы полета, по методике выполнения близкие к типовым контрольным маневрам для оценки ХУУ (импульсы, дачи, перекладки, виражи, торможения), и разработанные на их базе специальные режимы:

- гармонические сигналы: гармонические колебания ручкой управления самолета (РУС) с заданными частотой и амплитудой колебаний;
- многоступенчатые сигналы: парные двойные дачи РУС на заданную величину (амплитуду) по определенной временной схеме [3].

Практика подтверждает достаточно высокую эффективность сигналов, форма которых представлена на рис. 3. Такие управляющие воздействия легко реализуются летчиком и имеют спектральный состав, в основном перекрывающий частотный диапазон полезных сигналов самолета. На условия выполнения режимов и амплитуду отклонений РУС влияют ограничения, наложенные на ЛА, и продол-

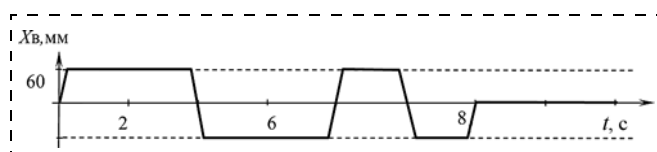


Рис. 3. Один из вариантов тестового входного сигнала

жительность выполнения сигнала. Эти сигналы удобны для реализации в эксплуатационной области полета, однако при выполнении режимов по идентификации в рамках определения ХУУ с их помощью несложно получить исходные данные и вблизи ограничений, например на больших углах атаки.

В процессе апробации методики было реализовано более 100 полетных режимов в целях получения материалов как для идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения, так и для аэродинамических коэффициентов бокового движения. В данной работе ограничимся лишь некоторыми результатами, касающимися продольного движения. В ЛЭ были выполнены серии дач по тангажу в эксплуатационном диапазоне углов атаки самолета в посадочной конфигурации. Регистрация параметров движения самолета выполнялась специальными средствами бортовых измерений (СБИ), обеспечивающими необходимую частоту регистрации и, с одной стороны, включающими параметры, весьма полно характеризующие состояние самолета, с другой стороны, удовлетворяющими общим требованиям, предъявляемым к регистрации при ЛИ.

## 3. Проверка правильности системы измерений и регистрации

После получения первых результатов ЛЭ в целях идентификации выполняется их обработка для оценивания правильности функционирования системы измерения и регистрации основных параметров движения ЛА, для чего используется алгоритм [10], реализованный в одном из модулей пакета программ для идентификации. Интерфейс модуля представлен на рис. 4 (см. третью сторону обложки).

Алгоритм, реализованный в программе контроля правильности бортовых измерений, основан на соотношениях между параметрами полета, определяемыми уравнениями пространственного движения самолета.

Из общей модели пространственного движения самолета [2] выделяются следующие уравнения:

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[ \left( \frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \right. \\ &+ \left. \left( \frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right]; \\ \frac{d\beta}{dt} &= \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left( \frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \\ &+ \left( \frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha; \\ \frac{dV}{dt} &= a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg}\psi (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma), \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\alpha, \beta$  — углы атаки и скольжения, рад;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — угловые скорости относительно связанных осей, рад/с;  $\nu, \gamma, \psi$  — углы тангажа, крена, рыскания, рад;  $V$  — истинная воздушная скорость, м/с;  $a_x, a_y, a_z$  — ускорения вдоль связанных осей, определяемые по формулам

$$\begin{aligned} a_x &= g(n_x - \sin \nu); \\ a_y &= g(n_y - \cos \nu \cos \gamma); \\ a_z &= g(n_z + \cos \nu \sin \gamma), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $n_x, n_y, n_z$  — перегрузки вдоль связанных осей. Главная особенность уравнений (1) заключается в том, что они не зависят от аэродинамических коэффициентов самолета, поскольку правые части можно вычислить через измеряемые в полете значения перегрузок и угловых скоростей.

Эти уравнения в векторной форме имеют вид

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)),$$

где  $y(t), u(t)$  — векторы выходных и входных сигналов;  $a$  — вектор параметров. В данном случае вектор  $y(t)$  состоит из сигналов  $\alpha(t), \beta(t), V(t), \nu(t), \gamma(t)$ . В вектор входных сигналов входят измеренные в полете значения угловых скоростей  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и перегрузок  $n_x, n_y, n_z$ . Начальные условия  $y(t_0)$  задаются по результатам измерений сигналов  $\alpha(t), \beta(t), V(t), \nu(t), \gamma(t)$  в момент начала участка обработки.

Непосредственное численное интегрирование системы дифференциальных уравнений (1) в общем случае не дает положительных результатов, поскольку постоянные составляющие погрешностей измерений входных сигналов  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$  создают на выходе интегралов погрешности типа линейного тренда, что не позволяет сравнивать выходные сигналы модели и объекта. Для устранения этого эффекта введем вектор неизвестных параметров  $a$ , состоящий из постоянных составляющих погрешностей измерений сигналов  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$ :

$$a^T = [C_{\omega_x} \ C_{\omega_y} \ C_{\omega_z} \ C_{n_x} \ C_{n_y} \ C_{n_z}].$$

Далее оценки вектора параметров определяются с помощью алгоритма параметрической идентификации, представленного ниже. В данной задаче вектор наблюдения включает величины  $\alpha(t_i), \beta(t_i), V(t_i), \nu(t_i), \gamma(t_i)$ , измеренные в дискретные моменты времени  $t_i, i = 1, 2, \dots, N$ , где  $N$  — число измерений на обрабатываемом участке.

Данный подход позволяет определять не только постоянные погрешности, входящие в вектор идентифицируемых параметров, но и динамические погрешности типа сдвиг по времени, которые легко выявляются при визуальном анализе результатов. На рис. 5, 6 показаны результаты об-

работки полетных режимов до и после введения компенсации сдвига по времени длительностью 0,19 с. На графике слева сдвиг по времени в каналах тангажа и крена не скомпенсирован, а справа — скомпенсирован. Особенно четко виден сдвиг в том канале, по которому идет основной сигнал.

Видно, как после введения компенсирующих сдвиг поправок улучшается сходимость измеренного и смоделированного сигналов. Наиболее вероятной причиной выявленных временных сдвигов является тот факт, что используемая в данном случае система регистрации при взаимодействии с другими бортовыми системами использует асинхронный интерфейс, вследствие чего сигналы тангажа и крена, поступающие от инерциальной системы, не синхронизированы относительно сигналов перегрузок и угловых скоростей, поступающих от комплексной системы управления (КСУ).

В процессе работы выполнено в ЛЭ и обработано по данному алгоритму порядка 100 участков полетов самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, выполнена оценка точности соответствия в продольном и боковом движениях. Ниже представлены результаты обработки совокупности участков, на которых выполнялись дачи и перекладки органов управления в продольном и боковом каналах:

СКО невязки по углу тангажа $\nu, ^\circ$ . . . . .	0,29
СКО невязки по углу атаки $\alpha, ^\circ$ . . . . .	0,34
СКО невязки по углу скольжения $\beta, ^\circ$ . . . . .	0,31
СКО невязки по истинной воздушной скорости, м/с . . .	0,36

Значения СКО говорят о достаточно высокой точности соответствия выходных сигналов в продольном и боковом движениях после коррекции выявленных выше динамических погрешностей в каналах тангажа и крена.

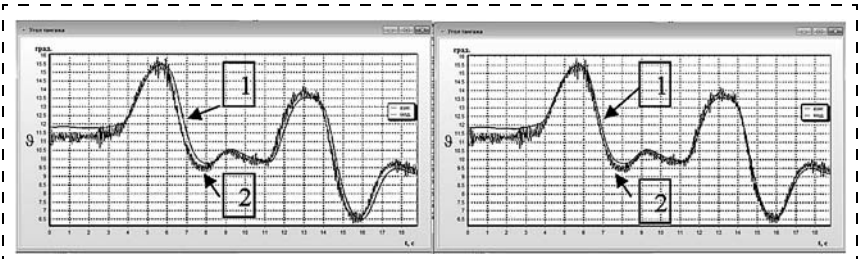


Рис. 5. Исходный и скорректированный сигналы в продольном канале на режиме "дачи РУС по тангажу" (1 — смоделированный, 2 — измеренный сигналы)

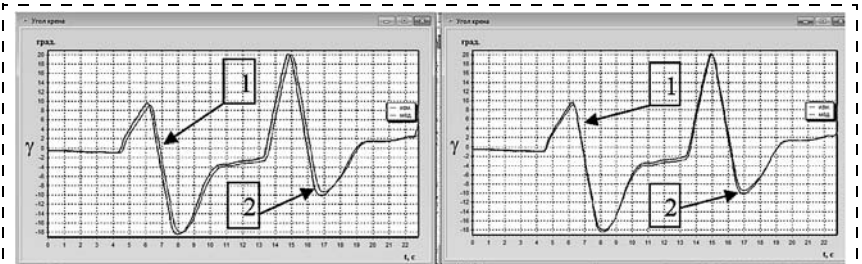


Рис. 6. Исходный и скорректированный сигналы в боковом канале на режиме "перекладки РУС по крену" (1 — смоделированный, 2 — измеренный сигналы)

#### 4. Предварительная оценка нелинейных зависимостей

Обработка алгоритмами идентификации полученных в ЛЭ материалов выполняется с помощью различных модулей пакета программ в следующей последовательности. Выбирается участок с маневром типа "дача по тангажу" (серия дач по тангажу) длительностью 10...30 с и конвертируется в текстовый формат. Определяются точная длительность участка и средняя на участке полетная масса самолета. По значению массы и признаку положения шасси и механизации (для определения текущей конфигурации самолета) с помощью программы вычисления инерционно-массовых характеристик определяются значения моментов инерции и центровки. В управляющие файлы модуля проверки правильности измерений и регистрации полетных данных вводятся имя текстового файла данных, длительность обрабатываемого полетного участка, частота регистрации полетных данных. Далее в файл исходных значений параметров моделирования вводятся значения моментов инерции, априорные оценки аэродинамических коэффициентов согласно банку аэродинамических данных, эффективная тяга двигателей. Особенность предварительного оценивания нелинейностей состоит в том, что оно выполняется с использованием априорных значений коэффициента  $m_z^0$  согласно банку аэродинамических данных (рис. 7, см. третью сторону обложки).

Оценки нелинейностей, т. е. зависимостей коэффициента момента тангажа по углу атаки  $m_z(\alpha)$  и коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y(\alpha)$  вычисляются по формулам раздела 6.

Для расчета априорных значений аэродинамических коэффициентов используется банк аэродинамических характеристик, сформированный разработчиком самолета по данным трубного эксперимента до начала ЛИ. Эти же значения используются на завершающем этапе при сравнении оценок идентификации с данными трубного эксперимента.

Результаты предварительной идентификации анализируются по графикам, получаемым с помощью модуля отображения нелинейных зависимостей в функции угла атаки (рис. 8, см. третью сторону обложки).

Необходимыми условиями правильности получаемых результатов являются:

- близкое совпадение полетных и моделируемых сигналов на графиках модуля (рис. 9, см. четвертую сторону обложки);
- близость зависимостей коэффициента момента тангажа по углу атаки  $m_z(\alpha)$  и коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y(\alpha)$  к однозначным функциям (линейным или нелинейным), ширина полосы разброса, как правило, не

должна превышать 0,005...0,008 по  $m_z(\alpha)$  и 0,05 — по  $c_y(\alpha)$  (рис. 8, см. четвертую сторону обложки, и рис. 10);

- следует обратить внимание, не имеют ли зависимости  $m_z(\alpha)$  и  $c_y(\alpha)$  изгибов и изломов, и при их наличии следует зафиксировать значения углов атаки в точках изломов для последующих этапов.

По графикам следует также приблизительно определить диапазон изменений и среднее значение угла атаки на участке обработки.

#### 5. Выполнение идентификации параметров продольного движения

Идентификация параметров продольного движения выполняется с помощью соответствующего модуля из пакета программ для идентификации. При этом используется алгоритм, основанный на соотношениях между основными параметрами продольного движения ЛА, значения которых регистрируются системой бортовых измерений. При этом предполагается, что динамические свойства датчиков нормальной перегрузки и угловой скорости описываются звеном второго порядка с передаточной функцией

$$x_{\text{изм}}(p) = \frac{1}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1} x(p), \quad (3)$$

где  $T, \xi$  — постоянная времени и коэффициент демпфирования датчика;  $x(p)$  — значение измеряемого параметра (угловой скорости или нормальной перегрузки);  $x_{\text{изм}}(p)$  — выходной сигнал датчика.

Система дифференциальных уравнений, которая описывает продольное движение самолета, имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha(t)}{dt} &= \omega_z(t) - c_y^\alpha \frac{qS}{mV(t)} \alpha(t) - c_y^\phi \frac{qS}{mV(t)} \phi_B(t), \\ \frac{d\omega_z(t)}{dt} &= \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x(t)\omega_y(t) + m_z^\alpha \frac{qSb_A}{J_z} \alpha(t) + \\ &+ m_z^\phi \frac{qSb_A}{J_z} \phi_B(t) + \frac{m_z^{\omega_z} qSb_A}{J_z} \cdot \frac{b_A}{V(t)} \omega_z(t) + \\ &+ \frac{m_z^{\ddot{\alpha}} qSb_A}{J_z} \cdot \frac{b_A}{V(t)} \frac{d\alpha(t)}{dt} - K_{\text{ДВ}} \omega_y(t) - P_{y_{\text{ДВ}}}, \quad (4) \end{aligned}$$

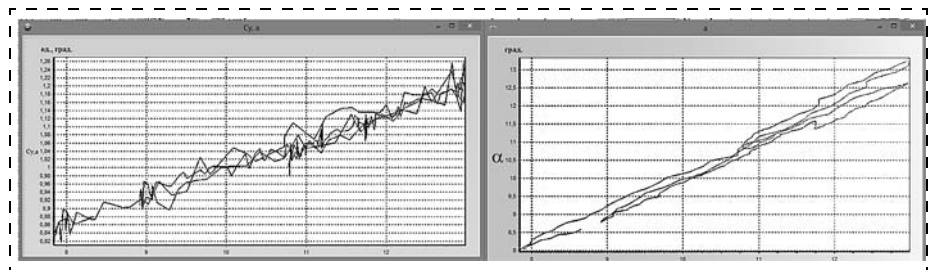


Рис. 10. Полученные в процессе идентификации оценки зависимости  $c_y(\alpha)$  (слева) и сравнение измеренных в полете и моделируемых углов атаки (справа) в форме графика "параметр по параметру"

где  $\alpha(t)$  — угол атаки;  $\varphi_B(t)$  — угол отклонения стабилизатора;  $J_x, J_y, J_z$  — моменты инерции;  $m$  — масса;  $S$  — эквивалентная площадь крыла;  $V(t)$  — истинная воздушная скорость;  $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$  — угловые скорости относительно связанных осей;  $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда;  $q$  — скоростной напор;  $c_y^\alpha, c_y^\varphi$  — производные аэродинамического коэффициента подъемной силы по углу атаки и углу отклонения стабилизатора;  $m_z^\alpha, m_z^\varphi, m_z^{\omega_z}, m_z^{\bar{\alpha}}$  — производные аэродинамического коэффициента момента тангажа по углу атаки, углу отклонения стабилизатора, угловой скорости тангажа, угловой скорости угла атаки;  $P, u_{дв}$  — сила тяги двигателя и ее плечо относительно центра масс;  $K_{дв}$  — момент инерции роторов двигателя.

Система (4) дополняется четырьмя дифференциальными уравнениями, описывающими датчики угловой скорости и нормальной перегрузки. Уравнения датчиков формируются на основе передаточной функции (3) по известной методике [3, 4].

Далее рассматривается задача идентификации. При этом уравнения (4) считаются моделью объекта, а в качестве элементов вектора наблюдений выбираются выходные сигналы датчиков нормальной перегрузки и угловой скорости. Входным сигналом являются измеренные в полете отклонения стабилизатора.

Как следует из представленных уравнений, модель безразмерных коэффициентов подъемной силы и продольного момента задается в виде

$$c_{ye} = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^\varphi \varphi_B,$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^\delta \varphi_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_A}{V} \omega_z + m_z^{\bar{\alpha}} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt},$$

где смысл коэффициентов раскрыт в примечаниях к формуле (4).

Параметры  $m_z^{\bar{\alpha}}, c_y^\varphi$ , в соответствии с общепринятыми подходами [3, 4, 9], задаются по исходному банку аэродинамических данных. В состав вектора неизвестных параметров включаются аэродинамические коэффициенты  $a^T = [c_{y0} \ c_y^\alpha \ m_{z0} \ m_z^\alpha \ m_z^\delta \ m_z^{\bar{\omega}_z}]$ . При наличии в зависимостях  $c_y(\alpha), m_z(\alpha)$  точек изгиба в идентифицируемый вектор могут включаться значения производных подъемной силы и момента тангажа справа от точки изгиба. Для оценивания вектора неизвестных параметров используется алгоритм идентификации, детальный анализ которого представлен в работе [5].

Пусть в общей форме модели объекта и наблюдений имеют вид

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)), \quad (5)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \vartheta(t_i), \quad (6)$$

где  $y(t), u(t)$  — векторы состояния и входных сигналов;  $z$  — вектор наблюдений;  $a$  — вектор идентифицируемых параметров;  $\vartheta(t_i)$  — вектор погрешностей наблюдений, по определению являющийся последовательностью случайных нормальных независимых векторов с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсионной матрицей  $R(t_i)$ ;  $f(\cdot), h(\cdot)$  — известные векторные функции векторных аргументов.

Оценки вектора параметров  $\hat{a}$  находятся из условия минимума функционала

$$J(\hat{a}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N [z(t_i) - \hat{z}(\hat{a}, t_i)]^T R(t_i)^{-1} [z(t_i) - \hat{z}(\hat{a}, t_i)],$$

в котором  $\hat{z}(\hat{a}, t_i)$  — оценка прогноза вектора наблюдений при заданном значении вектора параметров  $\hat{a}$ , которую получают путем численного интегрирования уравнений (5) и (6) при нулевых шумах наблюдений  $\vartheta(t_i)$ .

Тогда идентификация выполняется по следующей рекуррентной формуле:

$$\hat{a}_{k+1} = \hat{a}_k - [\nabla^2 J(\hat{a}_k)]^{-1} [\nabla^T J(\hat{a}_k)],$$

где оценки первого и второго градиентов минимизируемого функционала имеют вид

$$\nabla J(\hat{a}_k) = - \sum_{i=1}^N [z(t_i) - \hat{z}(\hat{a}_k, t_i)]^T R(t_i)^{-1} [\nabla^T \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)];$$

$$\nabla^2 J(\hat{a}_k) = \sum_{i=1}^N [\nabla \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)]^T R(t_i)^{-1} [\nabla \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)].$$

Входящая в формулы для градиентов величина

$$\nabla \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i) = \begin{bmatrix} \frac{\delta \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)}{\delta a_{k1}} & \frac{\delta \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)}{\delta a_{k2}} & \dots & \frac{\delta \hat{z}_{\hat{a}_k}(t_i)}{\delta a_{kP}} \end{bmatrix}$$

представляет собой производную оценки прогноза по вектору параметров и определяется, как правило, численно.

Условие окончания идентификации:

$$\|\hat{a}_{k+1} - \hat{a}_k\| < 0,02 \|\hat{a}_k\|,$$

где знак  $\|\cdot\|$  означает модуль вектора.

На данном этапе процедуры обработки полетных данных в управляющие файлы модуля идентификации параметров продольного движения вводятся имя текстового файла данных, длительность участка полета в секундах, частота регистрации полетных данных, значения моментов инерции, оценки аэродинамических коэффициентов согласно априорным оценкам по банку аэродинамических данных, эффективная тяга двигателей. Также необходимо указать значение угла атаки в середине участка или в точке самого существенного изгиба зависимостей  $c_y(\alpha), m_z(\alpha)$  и задать априорные оценки коэффициен-

тов аэродинамических производных  $\frac{dc_y(\alpha)}{d\alpha}$ ,  $\frac{dm_z(\alpha)}{d\alpha}$

для диапазона углов атаки, значения которых больше, чем в точке изгиба. При анализе полученных результатов необходимо обратить внимание на отношение СКО невязок, т. е. разностей измеренных и оцененных в модели сигналов, к СКО сигнала. При хорошей сходимости доля расхождений должна составлять 7...20 %.

Качество соответствия модели объекту можно оценить и по графикам модуля отображения результатов идентификации аэродинамических коэффициентов (рис. 11, см. четвертую сторону обложки). На рис. 11 для одного участка полета показаны графики выходных сигналов объекта (нормальная перегрузка, угловая скорость тангажа, угол атаки) в функции времени. Представлены одноименные сигналы, измеренные в полете и вычисленные в модели после идентификации аэродинамических коэффициентов. Графики подтверждают высокую точность соответствия полученной модели летному эксперименту.

После окончания работы модуля необходимо выписать оценку параметра эффективности стабилизатора и скорректировать исходные данные в файле модуля проверки правильности измерений и регистрации для уточненного определения нелинейностей.

## 6. Уточненное определение нелинейностей

Пусть в полете выполнены измерения параметров движения в моменты  $t_i$ ,  $i = \overline{1, N}$ . На основании уравнений пространственного движения можно получить следующие выражения для аэродинамических коэффициентов подъемной силы и продольного момента:

$$c_y(t_i) = \frac{(n_y(t_i)\cos\alpha(t_i) + n_x(t_i)\sin\alpha(t_i))mg - P\sin(\alpha(t_i) + \varphi_{дв})}{qS},$$

$$m_z(t_i) = \left( \frac{J_z}{qSb_A} \right) \left( \frac{d\omega_z(t_i)}{dt} - \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x(t_i)\omega_y(t_i) + \frac{(K_{дв}\omega_y(t_i) + P_{у_{дв}})}{J_z} \right),$$

где  $\varphi_{дв}$  — угол установки двигателя;  $n_y(t_i)$ ,  $n_x(t_i)$  — проекции перегрузки на соответствующие оси свя-

занной системы координат. Остальные обозначения раскрыты в пояснениях к формуле (4). Производная в правой части находится численно, остальные величины заменяются измеренными в полете или априорными значениями.

С точки зрения уменьшения влияния шумов на операцию численного дифференцирования хорошие результаты дает предложенная в работе [1] формула, в которой применяется полиномиальное сглаживание на скользящем интервале:

$$\hat{y}'(t_i) = \sum_{j=-m}^m b_j y(t_i + j), \quad i = \overline{m+1, N-m}. \quad (7)$$

Оценки производной, вычисленные по формуле (7), обладают свойствами несмещенности и минимальной дисперсии.

При использовании сглаживающего полинома четвертого порядка коэффициенты вычисляются по формуле

$$b_j = \frac{5[5(3m^4 + 6m^3 - 3m + 1)j - 7(3m^2 + 3m - 1)j^3]}{h(m^2 - 1)m(m + 2)(4m^2 - 1)(2m + 3)},$$

где  $h = t_{i+1} - t_i$  — интервал дискретизации. Как правило, выбирается  $m = 5$ .

Указанные выше формулы используются для уточненного определения нелинейностей. Формулы реализованы в модуле проверки правильности измерений и регистрации. Модуль запускается повторно, при этом в нем используются полученные на предыдущем этапе оценки эффективности стабилизатора. На рис. 12 показаны оценки  $m_z(\alpha)$ ,  $c_y(\alpha)$  продольного момента и коэффициента подъемной силы, представленные в функции от угла атаки, измеренного в полете. Эти оценки вычислены в соответствии с предложенными выше алгоритмами. Отличия зависимостей от строгой однозначной функции характеризуют погрешности, имеющие место в ЛЭ.

## 7. Учет тяги двигателя при идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения

Разработанная методика предусматривает выполнение идентификации коэффициентов аэродинамических сил и моментов продольного движения самолета с учетом тяги двигателей и создаваемого двигателями продольного момента. Значения эффективной тяги определяются по газодинамической модели двигателя [12] или по данным ЛА по отдельной методике [11]. В данной работе использовались расчеты по модели двигателя. Важность учета изменения продольного момента, создаваемого двигателями, подтверждается результа-

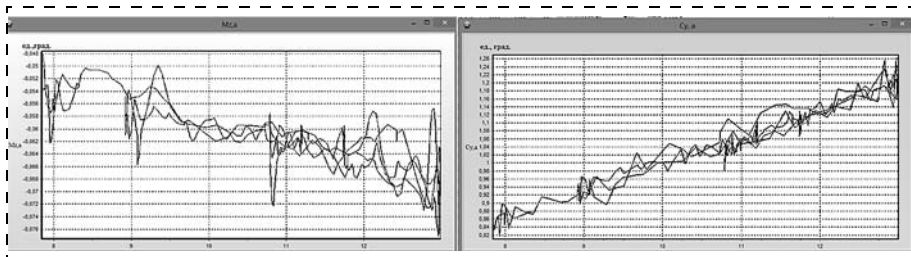


Рис. 12. Примеры полученных зависимостей  $m_z(\alpha)$  и  $c_y(\alpha)$

тами идентификации, представленными на рис. 13 (см. четвертую сторону обложки). Участки были выбраны для одной конфигурации самолета (посадочной), на близких высотах и скоростях полета, соответствующих режиму захода на посадку, но для различных углов атаки в диапазоне  $2...16^\circ$ . Так, на рис. 13, *а* показаны результаты идентификации коэффициента продольного момента без учета тяги двигателя. Видно, что два полетных участка явно выделяются из общего ряда, в отличие от рис. 13, *б*, на котором представлены результаты идентификации с учетом момента от двигателей, — результаты по всем обработанным участкам выстраиваются в непротиворечивую картину. Значение тяги двигателя используется также при расчете оценки коэффициента силы сопротивления.

### 9. Сравнение полученных результатов с банком аэродинамических характеристик

В данном разделе на рис. 14 (см. четвертую сторону обложки) представлены обобщенные оценки аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в сравнении с исходным банком аэродинамических характеристик. Они показывают высокую согласованность оценок идентификации по всем пяти рассматриваемым участкам полета. На этих же рисунках показаны значения коэффициентов, взятые из априорного банка аэродинамических характеристик, составленного по материалам эксперимента в аэродинамических трубах. По коэффициентам подъемной силы и лобового сопротивления результаты идентификации и трубного эксперимента сходятся с высокой точностью. Некоторые отличия по коэффициенту сопротивления вызваны, вероятно, погрешностями имеющейся модели двигателя.

По коэффициенту продольного момента банк существенно отличается от данных идентификации. Однако, поскольку оценки идентификации по всем пяти участкам полета на различных углах атаки складываются в непротиворечивую картину, следует предположить, что ошибки по рассматриваемой полетной конфигурации относятся к материалам трубного эксперимента.

На рис. 14, *в* (см. четвертую сторону обложки) коэффициент продольного момента взят из банка аэродинамических характеристик с учетом изменений от выпущенных шасси и механизации. Поэтому сравнение его с полученной методами идентификации из ЛИ характеристикой реального самолета вполне корректно.

### Заключение

Рассмотренное методическое, алгоритмическое и программное обеспечение позволяет получать дос-

товерные оценки аэродинамических коэффициентов самолетов в пределах эксплуатационного диапазона режимов полета с учетом тяги двигателя, что подтверждено результатами обработки полетных данных. Полученные результаты представляют возможность находить неточности в банке аэродинамических характеристик, выполнять его корректировку и уточнять математическую модель ЛА по результатам ЛИ.

### 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. Бюшгенса Г. С. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
3. **Создание и применение математических моделей самолетов** / Белоцерковский С. М. и др. М.: Наука, 1984. 143 с.
4. **Структурная идентификация математической модели движения самолета** / Васильченко К. К. и др. М.: Машиностроение, 1993. 352 с.
5. **Корсун О. Н., Поплавский Б. К.** Метод оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения на основе данных спутниковой навигационной системы и идентификации скорости ветра. // Теория и системы управления. 2011. № 1. С. 156—168.
6. **Корсун О. Н., Николаев С. В.** Методика коррекции математической модели палубного самолета на взлетно-посадочных режимах // Труды Седьмого международного аэрокосмического конгресса IAC'2012. М.: Международный Фонд попечителей МГАТУ им. К. Э. Циолковского, 2012, 1 электрон. опт. диск (CD-ROM), гос. рег. № 0321303652.
7. **Корсун О. Н., Николаев С. В., Балык О. А., Разуваев Д. В.** Уточнение аэродинамических характеристик палубного самолета на режимах трамплинного взлета и посадки на корабль // Сб. матер. докл. Всероссийской науч.-практ. конф. "ВВС — 100 лет на страже неба России: история, современное состояние, перспективы развития". Часть 2. Воронеж, Военный авиационный инженерный университет. 2012. С. 51—52.
8. **Корсун О. Н., Пушков С. Г., Горшкова О. Ю.** Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета. // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 65—70.
9. **Корсун О. Н., Семенов А. В.** Методика определения характеристик устойчивости и управляемости высотного дозвукового самолета М-55 "Геофизика" по результатам летного эксперимента и моделирования // Полет. 2006. № 2. С. 22—29.
10. **Корсун О. Н., Мотлич П. А.** Комплексный контроль бортовых измерений основных параметров полета летательного аппарата // Электронный научно-технический журнал "Наука и образование". 2013. № 1. С. 135—148.
11. **Корсун О. Н., Поплавский Б. К., Леонов В. А.** Оценка силы тяги двигателей воздушных судов по данным летных испытаний на основе оптимальных инвариантных линейных преобразований // Техника воздушного флота. 2011. № 1. С. 25—30.
12. **Корсун О. Н., Лещенко И. В., Немичев М. В.** Математическое моделирование переходных процессов в авиационном газотурбинном двигателе // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 11. С. 50—54.
13. **Корсун О. Н.** Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний. // Мехатроника, автоматизация, управление. Приложение. 2008. № 6. С. 2—7.
14. **ГОСТ 20058—80.** Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Издательство стандартов, 1981. 54 с.

# Identification of the Aerodynamic Coefficients of Longitudinal Motion of an Aircraft in the Operational Range of the Attack Angles

**O. N. Korsun**, D. Sc., Professor, marmotto@rambler.ru,  
State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 109029, Russian Federation

**S. V. Nikolaev**, Head of Department, nikozaivr@mail.ru,  
State Test-flight Center named after V. P. Chkalov, Akhtubinsk

Received on December 13, 2014

*This work presents a methodology for identification of aerodynamic coefficients of longitudinal motion of an aircraft in the operational range of the attack angles, taking into account the nonlinearities and changes in the engine operation. A solution to this problem envisages development of methodological, algorithmic and software support for the process of determination of the characteristics of stability and controllability of the aircraft, using flight experiments data and the results of the mathematical and semi-natural simulation. The paper discusses the basic steps of the identification technique and examples of its use. In the test-flights more than 100 test modes were performed with the purpose to obtain materials for identification of the aerodynamic coefficients for longitudinal movement and for the aerodynamic coefficients of the lateral movement. In order to assess the correctness of functioning of the on-board systems for measuring and recording a special algorithm was applied, based on the relationship between the flight parameters defined by the equations of spatial motion of the aircraft. The results of testing and the methodology on the example of a modern maneuverable aircraft are considered. The obtained estimates of the aerodynamic coefficients of the longitudinal motion of the aircraft in comparison with the a-priory wind-tunnel aerodynamic characteristics are presented. The method allows us to obtain reliable estimates of the aerodynamic coefficients of an aircraft within the operating range of the flight conditions, which is proved by the results of the flight data processing. The identification results will make it possible to reveal inaccuracies in the a-priory wind-tunnel aerodynamic characteristics, make adjustments and improve the mathematical model of an aircraft in accordance with the flight test data. A distinctive feature of the technique is the focus on the improvement of the identification procedures and development of a user-friendly graphic interface, which can be achieved due to specially developed algorithms and software.*

**Keywords:** identification, methodology, test-flights, aerodynamic coefficients

**Acknowledgements:** This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, projects no. 12-08-00682-a.

For citation:

**Korsun O. N., Nikolaev S. V.** Identification of the Aerodynamic Coefficients of Longitudinal Motion of an Aircraft in the Operational Range of the Attack Angles, *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 4, pp. 269–276.

DOI: 10.17587/mau.16.269-276

## References

1. **Vasil'chenko K. K., Leonov V. A., Pashkovskij I. M., Poplavskij B. K.** Letnye ispytaniya samoletov (Aircraft Flight tests), Moscow, Mashinostroenie, 1996, 745 p. (in Russian).
2. **Bjushgens G. S. (ed.)** Aerodinamika, ustojchivost' i upravljajemost' sverhzvukovyh samoletov (Aerodynamics, stability and control of supersonic aircrafts), Moscow, Nauka, Fizmatlit, 1998, 816 p. (in Russian).
3. **Belocerkovskij S. M., Morozov A. M., Kachanov B. O., Kulifeev J. B.** Sozdanie i primenenie matematicheskikh modelej samoletov (Creating and using mathematical models of aircraft), Moscow, Nauka, 1984, 143 p. (in Russian).
4. **Vasil'chenko K. K., Kochetkov Y. A., Leonov V. A., Poplavskij B. K.** Strukturnaja identifikacija matematicheskoy modeli dvizhenija samoleta (Structural identification of mathematical model of the motion of the aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 352 p. (in Russian).
5. **Korsun O. N., Poplavskij B. K.** Metod ocenivaniya sistematičeskikh pogreshnostej bortovyh izmerenij uglov ataki i skol'zhenija na osnove dannyh sputnikovoj navigacionnoj sistemy i identifikacii skorosti vetra (Method of estimation of systematic errors of onboard measurements of angles of attack and slip on the basis of data from the satellite navigation system and identification of wind speed.), *Teorija i Sistemy Upravlenija*, 2011, no. 1, pp. 156–168. (in Russian).
6. **Korsun O. N., Nikolaev S. V.** Metodika korrekcii matematicheskoy modeli palubnogo samoleta navzletno-posadochnyh rezhimah (Method of correction of a mathematical model of the aircraft on take-off and landing modes), Proc. of the Seventh International Aerospace Congress IAC'2012, Moscow, published by International Fund Trustees MGATU n. a. K. E. Tsiolkovsky, 2012. (in Russian).
7. **Korsun O. N., Nikolaev S. V., Balyk O. A., Razuvaev D. V.** Utočnenie ajerodinamicheskikh harakteristik palubnogo samoleta na rezhimah tramplinnogo vzleta i posadki na korabl' (Refinement of the aerodynamic characteristics of the aircraft at take-off and landing on the ship), Proc. of the All-Russian Scientific-Practical Confe-

rence "VVS — 100 let nazrazhe neba Rossii: istorija, sovremennoe sostojanie, perspektivy razvitija", Part 2, Voronezh, published by Military Aviation Engineering University, 2012, pp. 51–52. (in Russian).

8. **Korsun O. N., Pushkov S. G., Gorshkova O. Ju.** Matematicheskie modeli pogreshnostej bortovyh izmerenij skorosti i ugla ataki na rezhimah posadki samoleta (Mathematical model of errors of onboard measurements of speed and angle of attack on the landing.), *Mekhatronika, Avtomatizacija Upravlenie*, 2013, no 8, pp. 65–70. (in Russian).

9. **Korsun O. N., Semenov A. V.** Metodika opredelenija harakteristik ustojchivosti i upravljajemosti vysotnogo dozvukovogo samoleta M-55 "Geofizika" po rezul'tatam letnogo jeksperimenta i modelirovanija (Method of determining the characteristics of stability and controllability of high-altitude subsonic aircraft M-55 Geofizika on the results of the flight experiment and simulation), *Polet*, 2006, no 2, pp. 22–29. (in Russian).

10. **Korsun O. N., Motlich P. A.** Kompleksnyj kontrol' bortovyh izmerenij osnovnyh parametrov poleta letatel'nogo apparata (Integrated control of onboard measurements of the basic of the aircraft flight), *Nauka i obrazovanie*, 2013, no 1, pp. 135–148. (in Russian).

11. **Korsun O. N., Poplavskij B. K., Leonov V. A.** Ocenka sily tjagi dvigatelej vozdušnyh sudov po dannyh letnyh ispytanij na osnove optimal'nyh invariantnyh linejnyh preobrazovanij (Evaluation of thrust engines for aircraft flight test data based on the optimal invariant linear transformations), *Tehnika Vozdušnogo Flota*, 2011, no 1, pp. 25–30. (in Russian).

12. **Korsun O. N., Leshhenko I. V., Nemichev M. V.** Matematicheskoe modelirovanie perehodnyh processov v aviacionnom gazoturbinnom dvigatele (Mathematical modeling of transient processes in aircraft gas turbine engine), *Mekhatronika, Avtomatizacija, Upravlenie*, 2011, no 11, pp. 50–54. (in Russian).

13. **Korsun O. N.** Principy parametriceskoy identifikacii matematicheskikh modelej samoletov po dannyh letnyh ispytanij (Principles of parametric identification of mathematical models of aircraft flight test data), *Mekhatronika, avtomatizacija, upravlenie, Application*, 2008, no 6, pp. 2–7. (in Russian).

14. **GOST 20058–80.** Dinamika letatel'nyh apparatov v atmosfere. Terminy, opredelenija i oboznachenija (The dynamics of the aircraft in the atmosphere. Terms, definitions and notation), Moscow, Izdatei'stvo standartov, 1981, 54 p. (in Russian).

*Corresponding author:*

**O. N. Korsun**, Professor, Dr. Sci. Tech., State Research Institute of aviation systems, Moscow, 109029, Russian Federation. e-mail: marmotto@rambler.ru.