

УДК 629.7:004:331.101.1

Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости корабельных авиационных комплексов на основе рационального сочетания моделирования, идентификации и летных экспериментов

Николаев С. В.^{1,*}

* nikozavr@mail.ru

¹Государственный лётно-испытательный центр Министерства обороны имени В. П. Чкалова, Ахтубинск, Россия

В работе представлена методика оценки характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) современных корабельных авиационных комплексов (АК) с использованием методов моделирования и идентификации. 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. Рассмотренное методическое, алгоритмическое и программное обеспечение позволяет получать достоверные оценки аэродинамических коэффициентов самолетов в пределах эксплуатационного диапазона режимов полета с учетом тяги двигателя, что подтверждено результатами обработки полетных данных.

Ключевые слова: корабельный авиационный комплекс, идентификация, методика, летные испытания, аэродинамические коэффициенты

Введение

В настоящее время важной проблемой является совершенствование методик оценки характеристик авиационных комплексов в летных испытаниях. При этом актуальность обусловлена необходимостью достоверной и полной оценки характеристик управляемого движения современных и перспективных самолетов на режимах их целевого применения, необходимостью сокращения материальных и временных затрат при проведении испытаний. Традиционные подходы к проведению летных испытаний по оценке характеристик устойчивости и управляемости хорошо известны. В общем случае решаемые при этом задачи формулируются следующим образом:

- определение и оценка эффективности органов управления, в том числе с отказами;

- определение области допустимых значений параметров полета по углам атаки и скольжения, нормальной перегрузке, приборной скорости полета, режимам работы двигателя (РРД) из условий приемлемых управляемости и уровня безопасности полета;
- оценка качества характеристик управляемости с точки зрения эффективности выполнения целевой задачи;
- оценка защищенности от непреднамеренного выхода за допустимые значения параметров движения системами предупреждения и ограничительными системами, оценка эффективности этих систем;
- оценка влияния различных условий полета на характеристики устойчивости и управляемости;
- оценка управляемости в предельной области режимов полета и отработка рациональных способов выхода из неё.

Кроме традиционных задач по оценке характеристик устойчивости и управляемости существует ряд новых направлений, обусловленных новыми особенностями современных авиационных комплексов: высоким уровнем автоматизации систем ручного управления, интеграцией различных систем летательных аппаратов с системой управления, существенным усложнением физических процессов при выполнении управляемого полета. Сложилась ситуация, когда действующие методические подходы к летным испытаниям не вполне адекватны современным самолетам с высокоавтоматизированными системами управления. В полной мере это относится к маневренным самолетам корабельного базирования.

Эффективным путем решения указанных проблем является реализация концепции лётно-модельных испытаний, предусматривающей, наряду с летным экспериментом, широкое применение математического и полунатурного моделирования. Развитие данного подхода для решения задач формирования облика летательного аппарата (ЛА) и аэродинамического проектирования содержится в [1,2]. Важнейшим условием применения моделирования в целях испытаний является обеспечение полноты и достоверности получаемых результатов и, следовательно, к достоверности и точности используемых моделей. В первую очередь это относится к моделям аэродинамики ЛА, по сравнению с которыми априорные модели системы управления и других бортовых систем, представленные, например, алгоритмами функционирования, являются весьма точными.

Основным источником данных о действующих на ЛА в полете аэродинамических силах и моментах являются эксперименты в аэродинамических трубах и расчетная аэродинамика [3]. Эффективная инженерная методика расчета аэродинамических коэффициентов ЛА по его геометрическим параметрам представлена в [4]. Однако при этом вероятно возникновение существенных погрешностей [3], поскольку оба подхода рассматривают не реальный объект, а его физическую или математическую модель. Поэтому для моделирования в целях обеспечения испытаний целесообразно использовать информацию, полученную в ходе реального функционирования объекта, то есть использовать идентификацию математических моделей аэродинамики по данным летных испытаний.

Представим краткий обзор состояния вопроса. В практике летных испытаний известны элементарные инженерные приемы, позволяющие получать оценки отдельных аэродинамических характеристик, например, [5]. Современный подход заключается в получении по данным летного эксперимента оценок аэродинамических коэффициентов на основе общей теории идентификации динамических систем. Базовые методы и алгоритмы идентификации аэродинамических моделей по данным летных испытаний изложены в отечественных и зарубежных монографиях [6,8] и обзорных статьях [7]. Сохраняется актуальность исследования частных аспектов проблемы. В [9] для повышения технологичности идентификации предлагается применять упрощенные модели, сохраняющие адекватность объекту в некотором заданном смысле. В [10] исследуется специфика идентификации ЛА вертолетного типа.

Анализ проблем, имеющих место при практическом выполнении идентификации, представлен в [11]. Показано, что задача не может ограничиваться только анализом входных и выходных сигналов, имеет системный характер, требует использования информации из смежных дисциплин и организации интерфейса, учитывающего особенности восприятия человека-исследователя, выполняющего обработку данных и принимающего решение. В соответствии с результатами [11] была предложена технология практического выполнения идентификации по полетным данным [12, 13], на основе которой были разработаны методики летно-модельных испытаний по оценке посадочных [14], пилотажных [15] характеристик, а также характеристик устойчивости и управляемости [16]. Ограничение методик [14-16] заключалось в том, что они предназначались для испытаний самолетов А-40 и М-55, которые относятся к классу неманевренных самолетов и имеют относительно простую аэродинамическую компоновку.

Предлагаемая в настоящей работе методика является дальнейшим развитием работ [12-15], краткое изложение принятых подходов было дано в [17]. Новизна методики заключается в учете специфики более сложного объекта - современного маневренного самолета интегральной аэродинамической компоновки с высокоавтоматизированной системой управления. Другие составляющие новизны связаны с совершенствованием методики идентификации аэродинамических коэффициентов.

Новым компонентом разработанной методики является учет момента тяги двигателей при идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения. В боковом канале новым является совместная идентификация параметров каналов рыскания и крена вследствие сильных перекрестных связей, создаваемых системой управления, что затрудняет традиционное разделение каналов бокового движения. 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 пользователя графический интерфейс.

Впервые разработан и апробирован методический подход, позволяющий по материалам тестовых полетных режимов, выполненных для идентификации

аэродинамических коэффициентов бокового движения, получить оценки идентификации параметров продольного движения.

Все результаты, полученные в данной работе, подтверждены обработкой материалов летных экспериментов. Достоверность результатов обеспечивается как сходимостью измеренных в полете выходных сигналов с полученными при моделировании, так и сходимостью идентифицированных характеристик с характеристиками исходного банка аэродинамических данных, а также взаимным соответствием оценок идентификации по отдельным участкам.

1. Определение характеристик устойчивости и управляемости современных и перспективных маневренных самолетов на режимах высокоточного пилотирования при проведении летных испытаний

В практике летных испытаний при нормировании и оценивании характеристик устойчивости и управляемости самолетов, традиционно рассматривается реакция самолета на стандартные управляющие воздействия.

Это основной подход, закрепленный в нормативно-технической документации и базирующийся на взаимосвязи качества пилотирования с характеристиками объекта управления. На сегодняшний день в отечественной практике характеристики устойчивости и управляемости самолетов военного назначения на всех режимах полета, включая взлетно-посадочные, определяются и оцениваются на основе градации требований:

а) по классам самолетов в зависимости от их основного эксплуатационного назначения (I, II и III класс);

б) по уровням характеристик устойчивости и управляемости в зависимости от эффективности выполнения задачи пилотирования на данном этапе полета (1, 2 и 3 уровень);

в) по категориям этапов полета в зависимости от характера задачи пилотирования (категории А, Б, В).

Рациональная процедура оценки характеристик устойчивости и управляемости на взлетно – посадочных режимах в общем виде может быть представлена следующим образом.

Адекватная математическая модель, созданная в ходе испытаний станет информационной базой эталонных характеристик данного образца и послужит для дальнейших его исследований, отработки новых технических и алгоритмических решений, созданию тренажерной базы, расследования летных происшествий. Для уточнения параметров математической модели используется разработанная в рамках методики технология идентификации аэродинамических коэффициентов летательного аппарата.

В структуру летных испытаний на оценку характеристик устойчивости и управляемости самолетов процедуру идентификации аэродинамических характеристик самолета в сочетании с моделированием можно включить следующим образом (рис. 1).

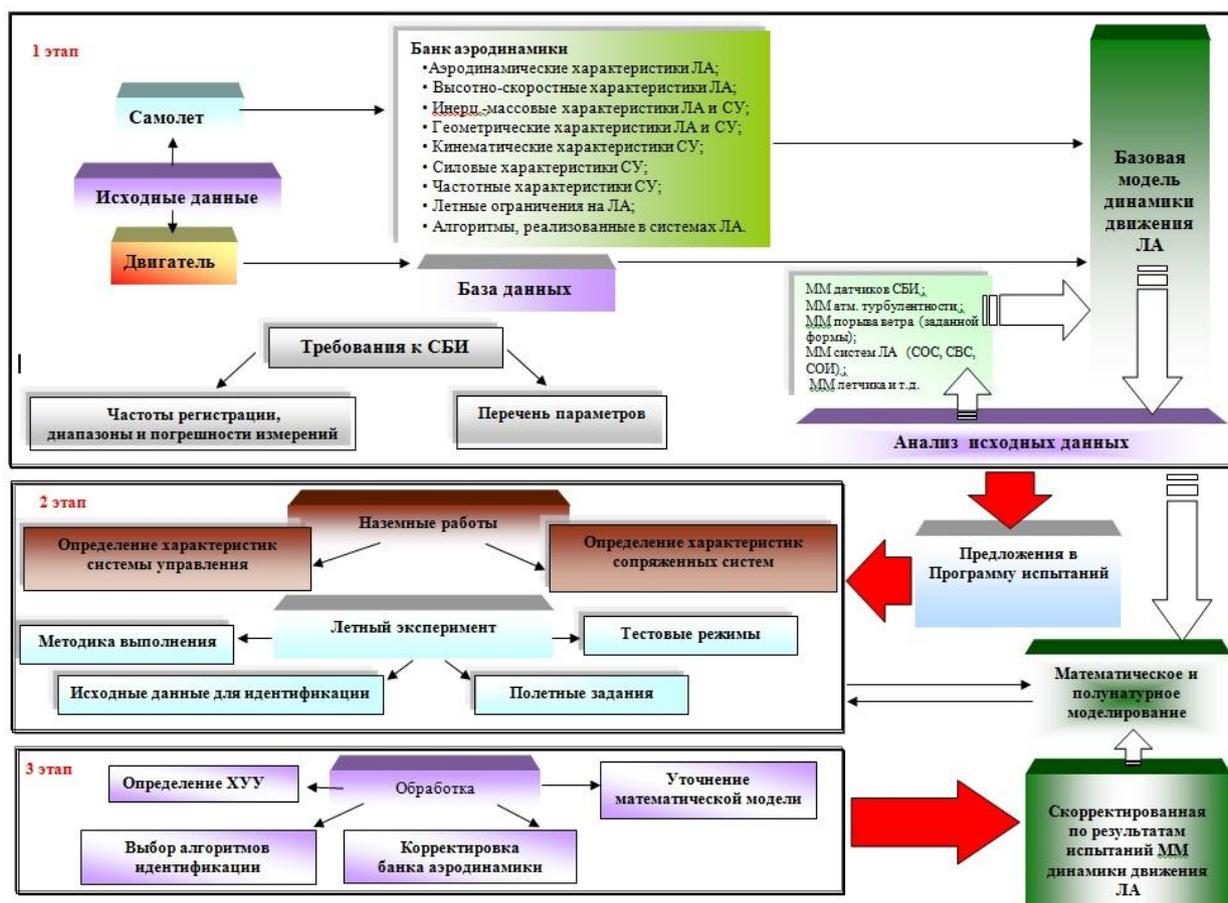


Рис.1. Процедура идентификации аэродинамических характеристик летательных аппаратов в структуре летных испытаний на оценку характеристик устойчивости и управляемости

Условно разбив процесс испытаний на подготовительный этап, этап летного эксперимента и этап обработки, в его рамки легко вписать процедуру идентификации, включающую:

- получение на предприятии-разработчике исходных данных по самолету, двигателю и системе управления;
- формирование требований к системе бортовой регистрации;
- анализ исходных данных;
- наземные работы;
- проведение летного эксперимента с целью получения исходных данных для идентификации;
- обработка результатов летных испытаний с помощью алгоритмов идентификации;
- корректировка банка аэродинамических данных и модели движения самолета.

Первый, подготовительный этап включает в себя сбор исходных данных по самолету и двигателю, получение необходимых заключений, согласования перечня регистрируемых параметров средствами бортовых измерений (СБИ) и т.д. На данном этапе анализируется достаточность имеющихся данных для начала испытаний и формулируются предложения в программу испытаний. Дополнительно разрабатывается базовая математическая модель

динамики движения, либо оценивается имеющаяся и при необходимости дополняется моделью датчиков СБИ, турбулентности, различных систем авиационного комплекса. Также в результате анализа собранных данных и полученных на базовой модели результатов моделирования формируются дополнительные пункты в программу испытаний в части, касающейся идентификации аэродинамических характеристик летательного аппарата и моделирования его характеристик устойчивости и управляемости.

Второй этап включает в себя наземные работы и непосредственно полеты. При этом в наземных работах выполняется определение и оценка характеристик системы управления и сопряженных систем. В процессе выполнения летной части программы испытаний выбираются тестовые режимы, необходимые для идентификации аэродинамических характеристик летательных аппаратов изолированно или совместно с определением характеристик устойчивости и управляемости, разрабатывается методика выполнения данных режимов в полете, формулируются пункты полетных заданий и по результатам выполненных полетов выбираются исходные данные для идентификации.

На втором этапе также происходит математическое моделирование с целью оценки адекватности имеющейся математической модели движения летательных аппаратов. По окончании этапа летных испытаний начинается этап анализа и обработки материалов полетов.

Третий этап - обработка – предусматривает определение характеристик устойчивости и управляемости, выбор подходящих для идентификации участков полетов, выбор алгоритмов идентификации, корректировку банка аэродинамических характеристик и уточнение математической модели динамики движения летательных аппаратов. Этот этап наиболее трудоемкий, он требует большого количество скрупулезных расчетов и обработки полетных данных алгоритмами идентификации. Специальное программное обеспечение, разработанное автором значительно улучшает технологичность данных процессов и является частью методики идентификации аэродинамических характеристик ЛА.

2. Методика уточнения математической модели аэродинамических характеристик летательного аппарата по результатам летных испытаний, идентификации и моделирования

Как было показано выше, в практике летных испытаний целесообразно использовать методы идентификации параметров математической модели движения летательных аппаратов [20 -26]. 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 геометрические и массово – инерционные 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, основные эксплуатационные ограничения самолета, динамические характеристики датчиков, регистрирующих параметры движения, координаты установки датчиков, алгоритмы и особенности работы системы управления. Для удобства работы с исходными данными авторами разработан пакет программ для идентификации, один из модулей которого служит для расчета моментов инерции и центровки в зависимости от полетного веса самолета с учетом конфигурации, подвесок.

В процессе апробации методики было выполнено более 100 полетных режимов с целью получения материалов как для идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения, так и для аэродинамических коэффициентов бокового движения. В летных экспериментах были выполнены серии отклонений рулевых поверхностей в продольном и боковом каналах, в эксплуатационном диапазоне углов атаки самолета в посадочной конфигурации. Регистрация параметров движения самолета выполнялась 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 летных испытаниях.

После получения первых результатов летного эксперимента с целью идентификации выполняется их обработка для оценивания правильности функционирования системы измерения и регистрации основных параметров движения летательных аппаратов [21,26], для чего используется алгоритм, реализованный в одном из модулей пакета программ для идентификации.

Алгоритм, реализованный в программе контроля правильности бортовых измерений, основан на соотношениях между параметрами полета, определяемыми уравнениями пространственного движения самолета [5], и 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. 2, 3 показаны результаты обработки полетных режимов до и после введения компенсации сдвига по времени величиной 0,19 с. На графике слева сдвиг по времени в каналах тангажа и крена не скомпенсирован, а на картинках справа скомпенсирован. Особенно четко виден сдвиг в том канале, по которому идет основной сигнал.

После введения компенсирующих сдвиг поправок видно, как улучшается сходимость измеренного и смоделированного сигналов.

Обработка алгоритмами идентификации полученных в летных экспериментах материалов выполняется с помощью различных модулей пакета разработанных программ. Результаты предварительной идентификации анализируются по графикам, получаемым при помощи модуля отображения нелинейных зависимостей в функции угла атаки из пакета программ для идентификации.

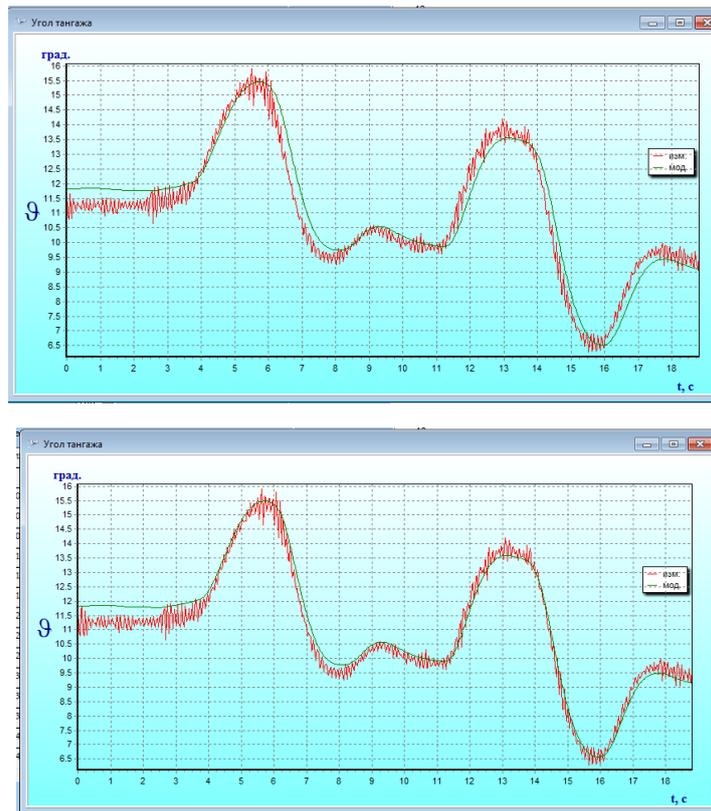


Рис.2. - Исходный и скорректированный сигнал в продольном канале на режиме "дачи РУС по тангажу"

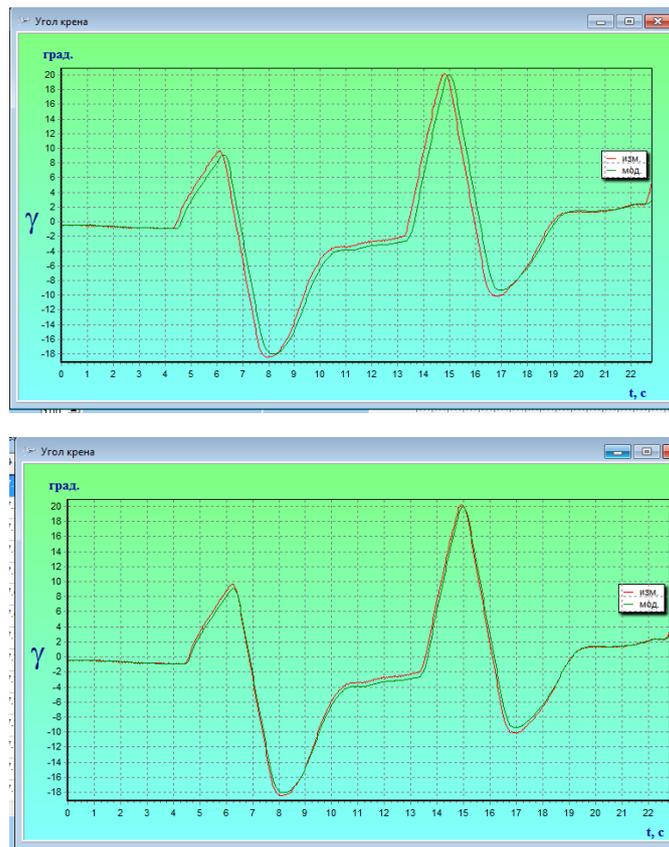


Рис. 3. Исходный и скорректированный сигнал в боковом канале на режиме "перекладки РУС по крену"

Необходимыми условиями правильности получаемых результатов являются:

- близкое совпадение полетных и моделируемых сигналов на графиках модуля (рис. б);

- близость зависимостей коэффициента момента тангажа от угла атаки - $m_z(\alpha)$ и коэффициента нормальной силы - $c_y(\alpha)$ 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 $c_y(\alpha)$;

- следует обратить внимание, не имеют ли зависимости $m_z(\alpha)$ и $c_y(\alpha)$ изгибы и изломы и при их наличии следует выписать 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.

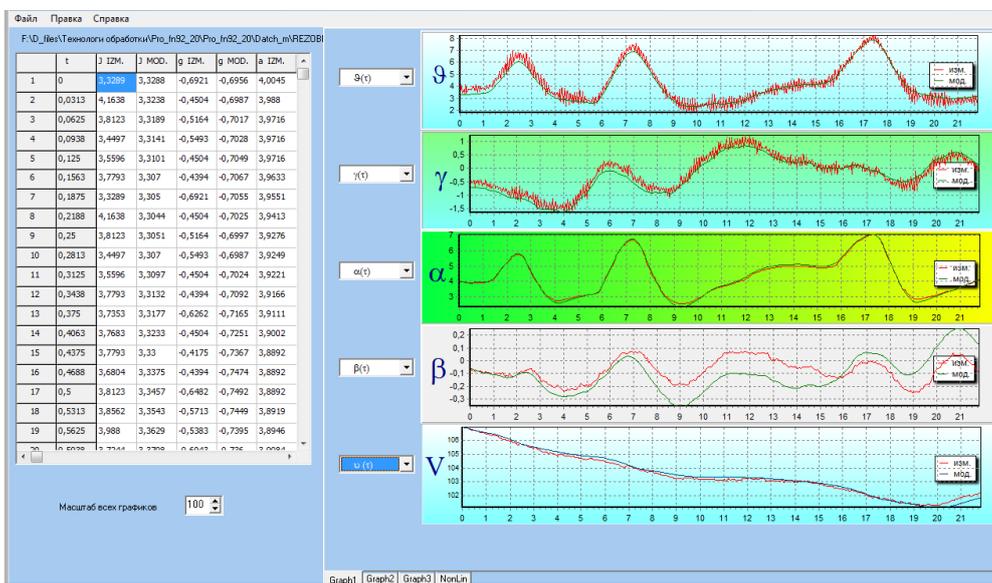


Рис.4. Совпадение полетных и смоделированных сигналов в функции времени

Непосредственно идентификация параметров продольного движения выполняется с помощью соответствующего модуля из пакета программ для идентификации. При этом используется алгоритм, основанный на соотношениях между основными параметрами пространственного движения летательных аппаратов, значения которых регистрируются системой бортовых измерений[5]:

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

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

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

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y + q \frac{S b_A}{J_z} m_z - \frac{k_{\text{дог}} \omega_y}{J_z} - \frac{(P_{np} + P_{\text{леа}}) y_{\text{дог}}}{J_z} + \frac{J_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2)}{J_z},$$

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{J_x(J_z - J_x) - J_{xy}^2}{J_x J_y - J_{xy}^2} \omega_x \omega_z + \frac{k_{\partial\theta} \omega_z J_x}{J_x J_y - J_{xy}^2} + \frac{(P_{np} - P_{лев}) z_{\partial\theta} J_x}{J_x J_y - J_{xy}^2} - \\ &- \frac{J_{xy}(J_z - J_x - J_y)}{J_x J_y - J_{xy}^2} \omega_y \omega_z + \frac{J_x q S l m_x + J_{xy} q S l m_x}{J_x J_y - J_{xy}^2}, \\ \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{J_y(J_y - J_z) + J_{xy}^2}{J_x J_y - J_{xy}^2} \omega_y \omega_z - \frac{J_{xy}(J_y + J_x - J_z)}{J_x J_y - J_{xy}^2} \omega_x \omega_z + \\ &+ \frac{J_y q S l m_x + J_{xy} q S l m_y}{J_x J_y - J_{xy}^2} + \frac{J_{xy}(k_{\partial\theta} \omega_z + (P_{np} - P_{лев}) z_{\partial\theta})}{J_x J_y - J_{xy}^2} \end{aligned} \quad (1)$$

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

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

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos v} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma),$$

$$\frac{dH}{dt} = V [\cos \alpha \cos \beta \sin v - \sin \alpha \cos \beta \cos v \cos \gamma - \sin \beta \cos v \sin \gamma].$$

Ускорения вдоль связанных осей

$$a_x = \frac{qS(-c_x + c_p)}{m} - g \sin \vartheta = g(n_x - \sin \vartheta),$$

$$a_y = \frac{qSc_y}{m} + g \cos \vartheta \sin \gamma = g(n_z + \cos \vartheta \cos \gamma), \quad (2)$$

$$a_z = \frac{qSc_z}{m} + g \cos \vartheta \sin \gamma = g(n_x + \cos \vartheta \sin \gamma)$$

Перегрузки вдоль связанных осей:

$$n_x = \frac{qS(-c_x + c_p)}{gm} = \frac{a_x}{g} + \sin \vartheta$$

$$n_y = \frac{qSc_y}{gm} = \frac{a_y}{g} + \cos \vartheta \cos \gamma, \quad (3)$$

$$n_z = \frac{qSc_z}{gm} = \frac{a_z}{g} - \cos \vartheta \sin \gamma$$

В системах уравнений (1-3) и далее используются следующие обозначения:

α, β – углы атаки и скольжения, рад; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанных осей, рад/с; v, γ, ψ – углы тангажа, крена, рыскания, рад; V – истинная воздушная скорость, м/с; H – высота полета, м; m_x, m_y, m_z – коэффициенты аэродинамических моментов; c_x, c_y, c_z – коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат; J_x, J_y, J_z, J_{xy} – моменты инерции относительно связанных осей, кг·м²; m – масса самолета, кг; l, b_A – размах крыла и длина средней аэродинамической хорды, м; S – эквивалентная площадь крыла, м²; q – скоростной напор, Па; ρ_H – плотность воздуха на высоте полета, кг/м³; $c_p = P/qS$ – коэффициент тяги двигателей; $P_{np}, P_{лев}$ – сила тяги

правого и левого двигателей, Н; $k_{\partial\delta}$ – кинетический момент роторов двигателей, кг м²; $y_{\partial\delta}$, $z_{\partial\delta}$ – координаты двигателя относительно связанных осей, м; $\varphi_{\partial\delta}$ – угол установки двигателей, рад.

Модель безразмерных коэффициентов подъемной силы и продольного момента задается в виде

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

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^\varphi \varphi_B + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \frac{b_A}{V} \omega_z + m_z^{d\bar{\alpha}/dt} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt} \quad (4)$$

Параметры $m_z^{d\bar{\alpha}/dt}$, c_y^φ , в соответствии с общепринятыми подходами, задаются по исходному банку аэродинамических данных. В состав вектора неизвестных параметров включаются аэродинамические коэффициенты $a^T = [c_{y0} \ c_y^\alpha \ m_{z0} \ m_z^\alpha \ m_z^\varphi \ m_z^{\bar{\omega}_z}]$. Здесь m_z^α , $m_z^{\bar{\omega}_z}$, $m_z^{d\bar{\alpha}/dt}$ – производные аэродинамического коэффициента момента тангажа по углу атаки, угловой скорости тангажа, угловой скорости угла атаки, m_z^φ – коэффициент эффективности стабилизатора, m_{z0} , c_{y0} – коэффициенты момента тангажа и нормальной силы при нулевом угле атаки, c_y^φ , c_y^α – производные коэффициента нормальной силы по углу отклонения стабилизатора и углу атаки. 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 следующий алгоритм идентификации, основанный на модификации классического алгоритма численной безусловной оптимизации – метода Ньютона [11].

Пусть в общей форме модели объекта и наблюдений имеют вид:

Математическая модель объекта $y'(t) = f(y(t), a, u(t))$;

Математическая модель наблюдений $z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \mathcal{G}(t_i)$.

Здесь $y(t)$, $u(t)$ – векторы состояния и входных сигналов, a – вектор идентифицируемых параметров, $\mathcal{G}(t_i)$ – 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 векторзначные функции векторных аргументов.

Тогда идентификация выполняется по формулам

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

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

где

$$\begin{aligned} \nabla J(\hat{a}_k) &= - \sum_{i=1}^N [z(t_i) - \hat{z}_{a_k}(t_i)]^T (G G^T)^{-1} [\nabla^T \hat{z}_{a_k}(t_i)], \\ \nabla^2 J(\hat{a}_k) &= \sum_{i=1}^N [\nabla \hat{z}_{a_k}(t_i)]^T (G G^T)^{-1} [\nabla \hat{z}_{a_k}(t_i)], \\ \nabla \hat{z}_{a_k}(t_i) &= \begin{bmatrix} \frac{\delta \hat{z}_{a_k}(t_i)}{\delta a_1} & \frac{\delta \hat{z}_{a_k}(t_i)}{\delta a_2} & \dots & \frac{\delta \hat{z}_{a_k}(t_i)}{\delta a_p} \end{bmatrix}, \\ \frac{\delta \hat{z}_{a_k}(t_i)}{\delta a_j} &\approx \frac{\hat{z}_{a+\varepsilon e_j}(t_i) - \hat{z}_{a_k}(t_i)}{\varepsilon} \end{aligned} \quad (5)$$

Условие окончания идентификации: $\|\hat{a}_{k+1} - \hat{a}_k\| < 0.02 \|\hat{a}_k\|$.

При анализе полученных результатов необходимо обратить внимание на отношение с.к.о. невязок, то есть разностей измеренных и оцененных в модели сигналов, к с.к.о. сигнала. При хорошей сходимости для шумов измерений, соответствующих лётному эксперименту, доля расхождений не должна превышать 7%...20%.

После окончания работы модуля необходимо выписать оценку коэффициентов эффективности стабилизатора \tilde{m}_z^ϕ и момента демпфирования $\tilde{m}_z^{\omega_z}$ и скорректировать исходные данные в файле модуля проверки правильности измерений и регистрации для уточненного определения нелинейностей. Для этого предлагается вычислить суммарные коэффициенты подъемной силы и продольного момента по формулам:

$$\begin{aligned} c_y(t_i) &= \frac{(n_y(t_i) \cos \alpha(t_i) + n_x(t_i) \sin \alpha(t_i)) m g - P \sin(\alpha(t_i) + \varphi_{\delta\theta})}{q S}, \\ m_z(t_i) &= \left(\frac{J_z}{q S b_A} \right) \left(\frac{d\omega_z(t_i)}{dt} - \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x(t_i) \omega_y(t_i) + \frac{(K_{\delta\theta} \omega_y(t_i) + P y_{\delta\theta})}{J_z} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

Далее, используя оценку эффективности стабилизатора и момента демпфирования с предыдущего этапа, вычислить в явном виде оценки нелинейных зависимостей $c_y(\alpha)$, $m_z(\alpha)$ из формул (4):

$$\begin{aligned} c_y(\alpha, t_i) &= c_y(t_i) + \tilde{c}_y^\phi \varphi_B(t_i), \\ m_z(\alpha, t_i) &= m_z(t_i) - \tilde{m}_z^\phi \varphi_B(t_i) - \tilde{m}_z^{\omega_z} \cdot \frac{b_A}{V} \omega_z(t_i) - m_z^{\bar{\alpha}} \cdot \frac{b_A}{V} \frac{d\alpha}{dt}(t_i) \end{aligned} \quad (7)$$

Такое алгоритмическое решение позволяет получить в явном виде оценки нелинейных зависимостей в функции угла атаки, что существенно повышает наглядность и степень понимания исследователем характера оцениваемых параметров.

При идентификации бокового движения входными сигналами являются отклонения руля направлений и элеронов, а вектор наблюдений включает боковую перегрузку и угловые скорости крена и рыскания. В случаях, когда абсолютные значения боковой перегрузки малы и для этого параметра имеет место низкое значение соотношения сигнал/шум, допускается вместо боковой перегрузки включать в вектор наблюдений угол скольжения.

При оценивании бокового движения обработку следует начинать с участков, на которых в соответствии с исходными данными модель аэродинамических коэффициентов линейна.

Вначале рекомендуется выбрать участки, на которых выполняются последовательности дач педалями. Это позволяет оценить параметры: коэффициенты боковой силы по углу скольжения, отклонению рулей направления - $c_z^\beta, c_z^{\delta_H}$, коэффициенты путевого момента по углу скольжения, отклонению рулей направления - $m_y^\beta, m_y^{\delta_H}$, коэффициент путевого демпфирования - $m_y^{\bar{\omega}_y}$, перекрестная производная момента крена - $m_x^{\bar{\omega}_y}$, остальные коэффициенты следует заменить их априорными значениями. Если уровень сигнала по угловой скорости крена ω_x превышает 2...3 градуса/с, то на этих участках можно получить предварительные оценки параметров: нестационарная производная момента крена по углу скольжения - m_x^β , коэффициент момента демпфирования по крену $m_x^{\bar{\omega}_x}$.

При выполнении дач педалями необходимо следить, чтобы отклонения элеронов были близки к нулю. Это позволяет исключить влияние коэффициентов момента крена и путевого момента по отклонению элеронов $m_x^{\delta_\Delta}, m_y^{\delta_\Delta}$. Аналогично при выполнении переключений элеронами рекомендуется обеспечивать околонулевое положение руля направления. При обработке участков, на которых выполнялись переключения элеронами, следует идентифицировать параметры $m_x^\beta, m_x^{\delta_\Delta}, m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_x}$, при этом параметры $c_z^\beta, m_y^\beta, m_y^{\delta_H}, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_x^{\bar{\omega}_y}$ следует фиксировать в соответствии с оценками, полученными ранее при обработке маневров в канале направления.

В боковом движении, как правило, имеется несколько параметров, которые очень слабо влияют на выходной сигнал. При идентификации таких параметров оценки обычно имеют большие погрешности. Кроме того, нередко происходит снижение точности оценивания других коэффициентов вследствие расширения подпространства функций чувствительности. Как правило, сказанное относится к параметрам $m_y^{\delta_\Delta}, m_x^{\delta_H}$ и $c_z^{\delta_H}$. Эти параметры рекомендуется фиксировать согласно исходным данным.

Таким образом, при оценивании бокового движения основными методическими рекомендациями являются отдельная идентификация каналов направления и крена, а также использование априорных данных и анализа чувствительности для выявления и учета малозначимых параметров.

Для обеспечения достоверности идентификации бокового движения необходимо выполнить комплексную проверку полученных результатов.

Для этого рекомендуется использовать то обстоятельство, что при выполнении маневра в канале крена сигналы β и ω_y в силу перекрестных аэродинамических связей также достигают значительной величины. Это позволяет в целях проверки включить вектор идентифицируемых параметров, наряду с коэффициентами движения крена $m_x^\beta, m_x^{\delta_\Delta}, m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_x}$, коэффициенты рыскания $m_y^\beta, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_x^{\bar{\omega}_y}, c_z^\beta$. Для уменьшения общей размерности идентифицируемого вектора параметры $m_x^{\delta_\Delta}, m_x^{\bar{\omega}_x}$ допускается заменить их оценками, полученными на предыдущем этапе при идентификации канала крена. Результат предложенной комплексной проверки считается положительным, если полученные оценки параметров $m_y^\beta, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_x^{\bar{\omega}_y}, c_z^\beta$ совпадают с оценками этих же параметров, вычисленных при обработке маневров в канале направления, а оценки параметров $m_x^\beta, m_y^{\bar{\omega}_x}, m_x^{\delta_\Delta}, m_x^{\bar{\omega}_x}$ не изменяются по сравнению с предыдущим этапом, когда они определялись при фиксированных коэффициентах канала направления.

При выполнении дач и переключений в каналах направления и крена угол атаки обычно изменяется незначительно, поэтому зависимость от угла атаки также целесообразно оценивать путем сопоставления участков полета, соответствующих различным значениям α . Это достигается выбором в качестве установившегося движения виража или виража-спирали.

2.1 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 или по данным летных испытаний по отдельной методике. В данной работе использовались расчеты по модели двигателя. Важность учета изменения продольного момента, создаваемого двигателями, подтверждается результатами идентификации, представленными на рис.5. Участки были выбраны для одной конфигурации самолета (посадочной), на близких

высотам и скоростям полета, соответствующих режиму захода на посадку, но для различных углов атаки в диапазоне 2...16 градусов. Так, на рис.5а показаны результаты идентификации коэффициента продольного момента без учета тяги двигателя. Видно, что два полетных участка явно выделяются из общего ряда, в отличие от рис.5б, на котором представлены результаты идентификации с учетом момента от двигателей – результаты по всем обработанным участкам выстраиваются в непротиворечивую картину. Значение тяги двигателей используется также при расчете оценки коэффициента силы сопротивления.

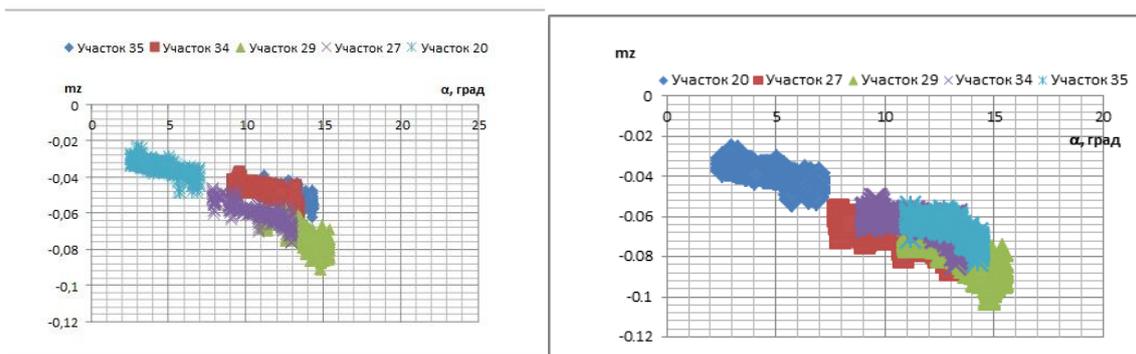


Рис.5. Результаты идентификации зависимости $m_z(\alpha)$: а) без учета продольного момента, создаваемого тягой двигателя; б) с учетом составляющей продольного момента, создаваемого тягой двигателя

3. Сравнение полученных результатов с банком аэродинамических характеристик

В данном разделе на рис. 6-10 представлены некоторые результаты работы - обобщенные оценки аэродинамических коэффициентов продольного и бокового движения самолета в сравнении с исходным банком аэродинамических характеристик. Они, в основном, показывают высокую согласованность оценок идентификации по всем рассматриваемым участкам полета. На этих же рисунках показаны значения коэффициентов, взятые из априорного банка аэродинамических характеристик самолета на обрабатываемых участках полетов (крупный круглый маркер).

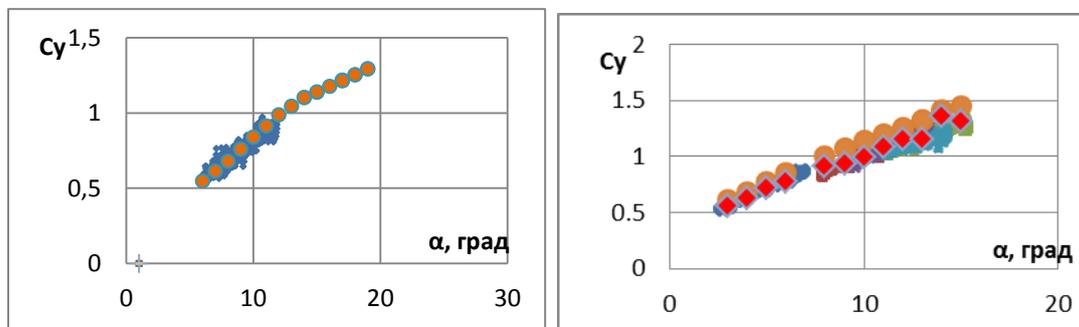


Рис.6. Сравнение полученных оценок коэффициента подъемной силы с данными банка аэродинамических характеристик: а) взлетная конфигурация; б) посадочная конфигурация

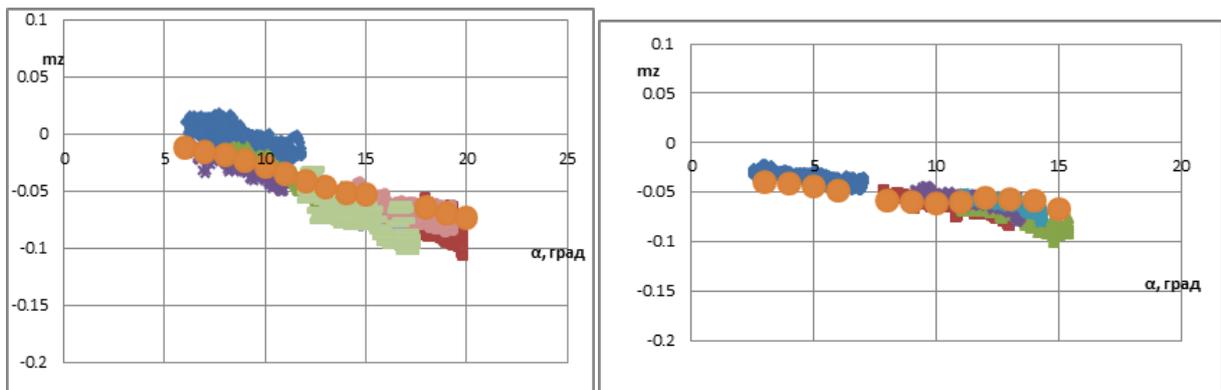


Рис. 7. Сравнение полученных оценок коэффициента продольного момента с данными банка аэродинамических характеристик: а) взлетная конфигурация; б) посадочная конфигурация

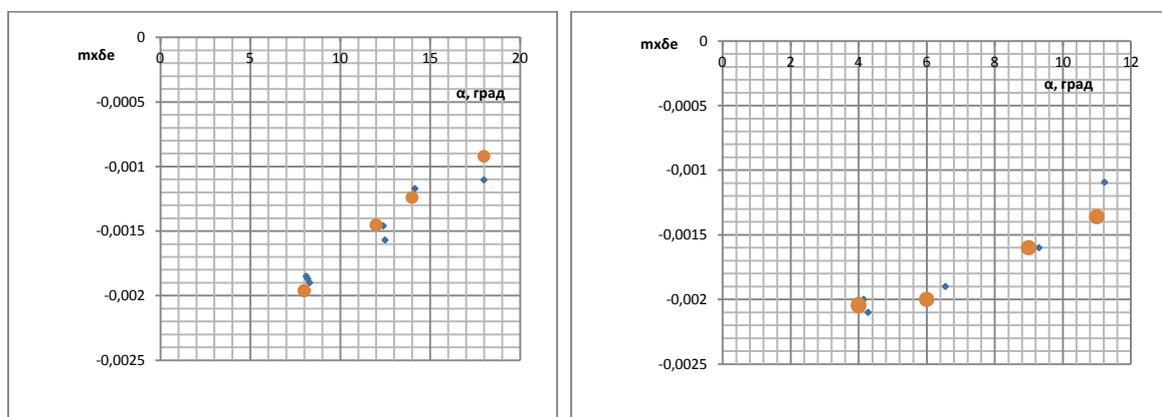


Рис.8. Сравнение полученных оценок коэффициента момента крена от отклонения элеронов, с данными банка аэродинамических характеристик а) взлетная конфигурация б) посадочная конфигурация

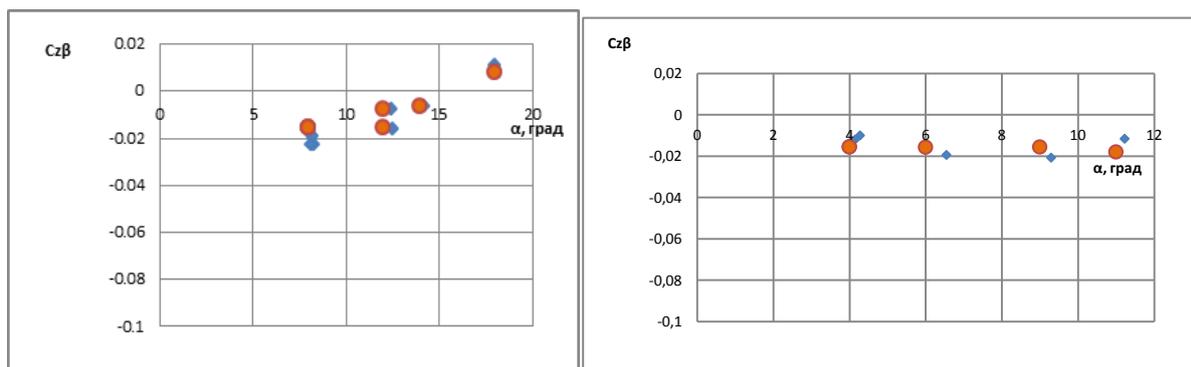


Рис. 9. Сравнение полученных оценок боковой силы по углу скольжения, с данными банка аэродинамических характеристик: а) взлетная конфигурация; б) посадочная конфигурация

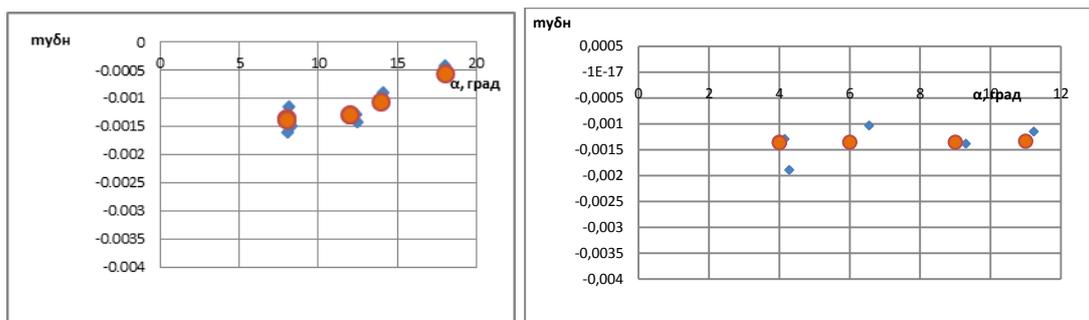


Рис. 10. Сравнение полученных оценок коэффициента путевого момента от отклонения рулей направления, с данными банка аэродинамических характеристик: а) взлетная конфигурация; б) посадочная конфигурация

4. Повышение технологичности процессов обработки материалов летных испытаний

Испытания, основанные на идентификации и моделировании, требуют разработки большого числа программ для ЭВМ. Эти программы характеризуются значительной степенью разнообразия, поскольку они содержат модели системы управления, бортовой системы измерений и регистрации, аэродинамических характеристик, которые индивидуальны для каждого самолета. При этом различия имеют место не только в значениях параметров, но и в структурах моделей. В результате для каждого нового объекта, поступающего на испытания, необходимо разрабатывать новые программы, поскольку существующие программы не учитывают его специфику. В рамках данной работы создано специальное программное обеспечение для идентификации аэродинамических характеристик корабельного самолета, представляющее собой пакет прикладных программ в едином удобном для пользователя графическом интерфейсе. При разработке данного пакета программ автор учитывал алгоритмические и методические подходы, сформулированные в работе. Основная цель разработки специального программного обеспечения – снижение времени, затрачиваемого на обработку материалов летных испытаний, повышение удобства и точности расчетов, путем создания пакета компьютерных программ на основе применения современных технологий программирования.

Все представленные в настоящей работе численные результаты получены при помощи программ, составленных в рамках данной технологии. Программы идентификации, моделирования и графического анализа, объединённые единым интерфейсом – СПОИД-29К получили свидетельства государственной регистрации программ для ЭВМ №2015615254, 2015613454.

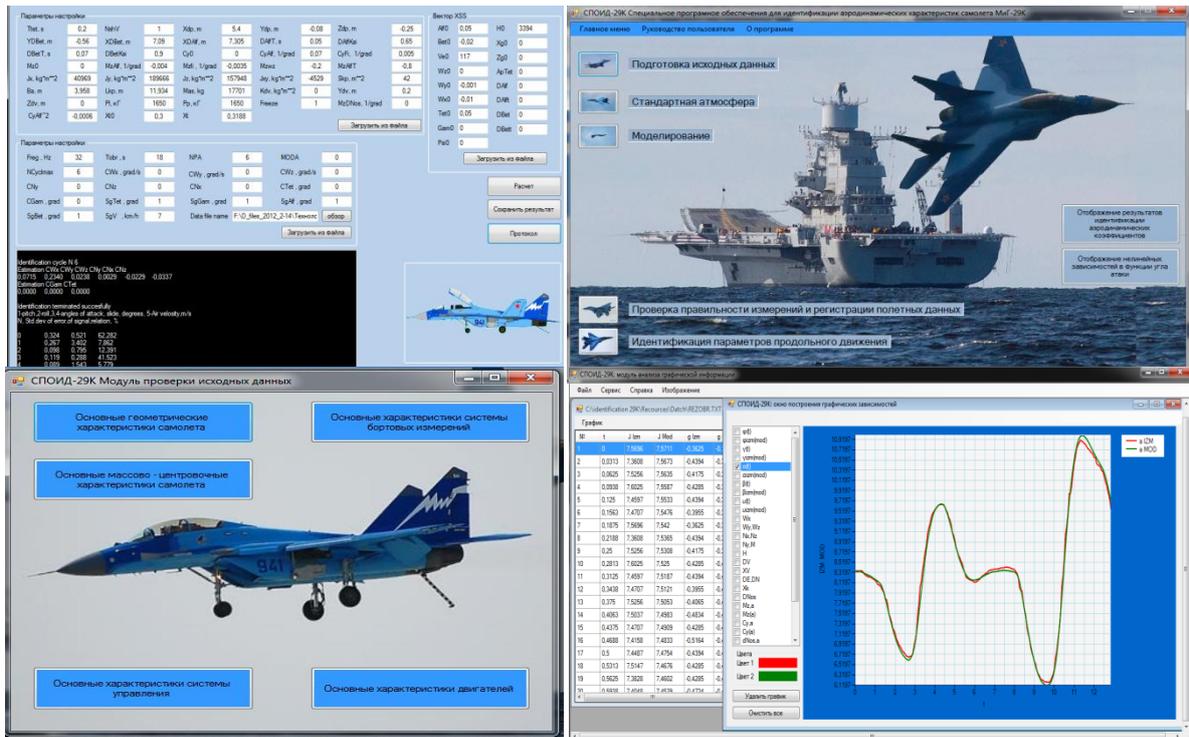


Рис. 11. Примеры рабочих окон СПОИД-29К

Заключение

Рассмотренное методическое, алгоритмическое и программное обеспечение позволяет получать достоверные оценки аэродинамических коэффициентов самолетов в пределах эксплуатационного диапазона режимов полета с учетом тяги двигателя, что подтверждено результатами обработки полетных данных. Полученные результаты [15-18] представляют возможность находить неточности в банке аэродинамических характеристик, выполнять его корректировку и уточнять математическую модель летательных аппаратов по результатам летных испытаний.

1) Создана методика определения характеристик устойчивости и управляемости палубного самолета военного назначения на режимах трамплинного взлета и посадки на палубу по результатам летных экспериментов, моделирования и идентификации, позволяющая определять данные характеристики в процессе проведения летных испытаний. Основой предложенного подхода является создание методического, алгоритмического и программного обеспечения данного процесса.

2) Разработано методическое, алгоритмическое и программное обеспечение, необходимое для проведения моделирования с целью исследования динамики полета летательных аппаратов.

3) Разработано методическое обеспечение, позволяющее выполнять определение характеристик устойчивости и управляемости корабельного самолета, с использованием уточненной методами идентификации модели летательного аппарата по результатам испытаний.

4) Создана технология обработки полетных данных в целях идентификации математической модели аэродинамических характеристик самолета и двигателей с использованием пакета программ для идентификации.

5) Обеспечивается применение созданной технологии практической идентификации в целях проверки и уточнения математических моделей по данным летного эксперимента. При этом результатом является проверенная и уточненная модель движения самолета в основном эксплуатационном диапазоне режимов полета, которая предназначена для использования не только в целях сопровождения испытаний, но и на последующих этапах жизненного цикла авиационного комплекса. Эти модели необходимы при подготовке летчиков к полетам на корабль, при разработке тренажеров, на этапе модернизации, при расследовании авиационных происшествий и т.д.

6) При применении предложенной методики на этапе испытаний, требуемые характеристики определяются путем моделирования, а идентификация обеспечивает уточнение модели по полетным данным.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ), проект 15-08-06237.

Список литературы

1. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / под ред. В.А. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005. 496 с.
2. Ништ М.И., Подобедов В.А. Аэродинамическое проектирование и математическое моделирование полета летательного аппарата // Полет. 2000. № 4. С. 37-42.
3. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука, 1998. 811 с.
4. Подобедов В.А., Гуляев В.В., Еременко С.М., Икрянников Е.Д., Гром А.С., Руденко А.В. Специализированный комплекс методик расчета характеристик беспилотного летательного аппарата // Авиационная промышленность. 2008. № 3. С. 5-10.
5. Гулевич С.П., Александровский Б.В. Методы определения моментных характеристик беспилотных летательных аппаратов // Проблемы безопасности полетов. 2004. № 7. С. 3-9.
6. Klein V., Morelli E.A. Aircraft System Identification: Theory And Practice. Reston, VA: AIAA Inc., 2006. 499 p.
7. Morelli E.A., Klein V. Application of system identification to aircraft at NASA Langley Research Center // Journal of Aircraft. 2005. Vol. 42, no. 1. P. 12-25. DOI: [10.2514/1.3648](https://doi.org/10.2514/1.3648)
8. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter // Aerospace Science and Technology. 2010. Vol. 14. P. 106-117. DOI: [10.1016/j.ast.2009.10.003](https://doi.org/10.1016/j.ast.2009.10.003)

9. Корсун О.Н., Веселов Ю.Г., Гулевич С.П. Прогнозирование параметров движения самолета на основе идентификации упрощенной линейной модели // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2011. № 12. Режим доступа: <http://technomag.bmstu.ru/doc/290540.html> (дата обращения 01.09.2015).
10. Conroy J.K., Humbert J.S., Pines D.J. System identification of a rotary-wing micro air vehicle // Journal of the American Helicopter Society. 2011. Vol. 56, no. 2. P. 25001-25015.
11. Корсун О.Н. Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний // Мехатроника, автоматизация, управление. Приложение. 2008. № 6. С. 2-7.
12. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Технология идентификации аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов по данным летных испытаний // Труды Всероссийской юбилейной НТК «Моделирование авиационных систем». Т. 1. М.: ГосНИИАС, 2011. С. 123-130.
13. Korsun O.N., Poplavsky B.K. Approaches for Flight Tests Aircraft Parameter Identification // Proc. of the 29 Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014). St. Petersburg, Russia, 2014. Art. no. 8.3.4. Режим доступа: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/technical_programme.htm (дата обращения 01.08.2015).
14. Корсун О.Н., Семенов А.В. Методика оценивания боковых отклонений при заходе на посадку гидросамолета А-40 «Альбатрос» по результатам летного эксперимента и моделирования // Проблемы безопасности полетов. 2005. № 7. С. 14-23.
15. Корсун О.Н., Семенов А.В. Оценка пилотажных характеристик самолетов по результатам летного эксперимента, идентификации и моделирования // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 7. С. 2-7.
16. 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.
17. Балык О.А., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Уточнение аэродинамических характеристик палубного самолета на режимах трамплинного взлета и посадки на корабль // Всероссийская научно-практическая конференция «ВВС - 100 лет на страже неба России: история, современное состояние, перспективы развития»: сб. докл. Ч. 2. Воронеж: Военный авиационный инженерный ун-т, 2012. С. 51-52.

Technique for Assessing the Stability and Controllability Characteristics of Naval Aircraft Systems Based on the Rational Combination of Modeling, Identification and Flight Experiments

S.V. Nikolaev^{1,*}

[*nikozavr@mail.ru](mailto:nikozavr@mail.ru)

¹Chkalov State Flight Test Center of the Ministry of Defence,
Akhtyubinsk, Russia

Keywords: naval aircraft system, identification, methods, flight tests, the aerodynamic coefficients

The aim of this work is to improve test quality and reliability of modern naval aircraft for assessment of stability and controllability characteristics and test shortening. To achieve this goal it is necessary to develop an algorithmic, mathematical and methodological support of the flight trials and the mathematical modeling of controlled flight modes to determine the stability and controllability characteristics of the naval aircraft.

The article analyses the problems related to determining the stability and controllability characteristics under flight tests, describes the technique to correct a mathematical model of aerodynamic characteristics and engine thrust forces of modern naval aircraft. It shows the importance of using algorithm to control the correctness of onboard measurements of flight parameters. The article presents new results of identification of the aircraft aerodynamic coefficients and proves that in identifying characteristics of the longitudinal control channel it is necessary to take into account the engine thrust forces. In the article the aerodynamic coefficients, obtained by identification methods, are compared with those in the original aerodynamic data Bank.

An important and new component of the work described in the fourth part of the article, is a set of computer programmes, integrated into a common interface. The development of this software has greatly improved a processing technology of the flight experiment materials and identification of the aerodynamic characteristics of the aircraft.

When applying the work results in the testing phase, the required characteristics of stability and controllability are determined by simulation, and identification provides the model refinement according to the flight data.

The created technology of practical identification is used to verify and refine the mathematical models according to the flight experiment data. Thus, the result is a proven and refined model of the aircraft motion in the range of main flight operating conditions. This model is aimed at using to not only to support testing, but at subsequent stages of the aviation system life

cycle as well. These models are necessary when training the pilots to fly to the ship, when developing the simulators, at the stage of modernization, in examination of aircraft accidents, etc. As a result of the work, have been created a new technique for evaluating the stability and controllability characteristics of the naval aircraft system, including a new procedure for the identification and also the new algorithmic techniques that can be used to visualize the dependence of aerodynamic coefficients as a function of the angle of attack and a new approach to identify longitudinal channel according to lateral test flight modes. All the results are confirmed by processing of flight experiment materials.

The work is fulfilled with the support of the Russian Foundation for Basic Research (RFBR), project 15-08-06237.

References

1. Gulyaev V.V., Demchenko O.F., Dolzhenkov N.N., et.al. *Matematicheskoe modelirovanie pri formirovanii oblika letatel'nogo apparata* [Mathematical modeling in aircraft appearance formation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 496 p. (in Russian).
2. Nisht M.I., Podobedov V.A. Aerodynamic design and mathematical modeling of aircraft flight. *Polet*, 2000, no. 4, pp. 37-42. (in Russian).
3. Byushgens G.S., ed. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics, stability, and controllability of supersonic aircraft]. Moscow, Nauka Publ., 1998. 811 p. (in Russian).
4. Podobedov V.A., Gulyaev V.V., Eremenko S.M., Ikryannikov E.D., Grom A.S., Rudenko A.V. Specialized complex of methods for calculating characteristics of unmanned aerial vehicle. *Aviatsionnaya promyshlennost'*, 2008, no. 3, pp. 5-10. (in Russian).
5. Gulevich S.P., Aleksandrovskii B.V. Methods for determining moment characteristics of UAVs. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2004, no. 7, pp. 3-9. (in Russian).
6. Klein V., Morelli E.A. *Aircraft System Identification: Theory And Practice*. Reston, VA, AIAA Inc., 2006. 499 p.
7. Morelli E.A., Klein V. Application of system identification to aircraft at NASA Langley Research Center. *Journal of Aircraft*, 2005, vol. 42, no. 1, pp. 12-25. DOI: [10.2514/1.3648](https://doi.org/10.2514/1.3648)
8. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter. *Aerospace Science and Technology*, 2010, vol. 14, pp. 106-117. DOI: [10.1016/j.ast.2009.10.003](https://doi.org/10.1016/j.ast.2009.10.003)
9. Korsun O.N., Veselov Yu.G., Gulevich S.P. Aircraft movement prediction using a linear model identification. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2011, no. 12. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/290540.html> , accessed 01.09.2015. (in Russian).
10. Conroy J.K., Humbert J.S., Pines D.J. System identification of a rotary-wing micro air vehicle. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, vol. 56, no. 2, pp. 25001-25015.

11. Korsun O.N. Principles for Aircraft Parameter Identification Using Flight Tests Data. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie = Mechatronics, Automation, Control*, 2008, no. 6 suppl., pp. 2-7. (in Russian).
12. Korsun O.N., Poplavskii B.K. Technology of identification of aircraft aerodynamic coefficients according to flight test. *Trudy Vserossiiskoi yubileinoi NTK "Modelirovanie aviatsionnykh system". T. 1* [Proc. of the All-Russian jubilee Scientific and Technical conf. "Modelling of Aircraft Systems". Vol. 1]. Moscow, GosNIIAS Publ., 2011, pp. 123-130. (in Russian).
13. Korsun O.N., Poplavsky B.K. Approaches for Flight Tests Aircraft Parameter Identification. *Proc. of the 29 Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014)*. St. Petersburg, Russia, 2014, art. no. 8.3.4. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/technical_programme.htm , accessed 01.08.2015.
14. Korsun O.N., Semenov A.V. Methods of estimating the lateral deviation during landing of a seaplane A-40 "Albatros" according to the flight experiment and simulation results. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2005, no. 7, pp. 14-23. (in Russian).
15. Korsun O.N., Semenov A.V. Evaluation of flight characteristics of the aircraft according to the results of flight experiment, identification and simulation. *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologiy = Herald of Computer and Information Technology*, 2007, no. 7, pp. 2-7. (in Russian).
16. Korsun O.N., Semenov A.V. Method of determining the characteristics of stability and controllability of high-altitude subsonic aircraft M-55 "Geophysica" according to the flight experiment and simulation results. *Polet*, 2006, no. 2, pp. 22-29. (in Russian).
17. Balyk O.A., Nikolaev S.V., Razuvaev D.V. Refinement of the aerodynamic characteristics of deck aircraft on modes of ski-jump take-off and landing on ship. *Vserossiiskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya "VVS - 100 let na strazhe neba Rossii: istoriya, sovremennoe sostoyanie, perspektivy razvitiya": sb. dokl. Ch. 2* [Proc. of the All-Russian scientific-practical conference "Air Force - 100 years on guard of the sky of Russia: history, current state and prospects of development". Pt. 2]. Voronezh, Military Aviation Engineering University Publ., 2012, pp. 51-52. (in Russian).