

С. Г. Пушков, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., pio9@lii.ru, Л. Л. Ловицкий, вед. инженер, pio9@lii.ru, О. Ю. Горшкова, вед. инженер, pio9@lii.ru, И. В. Малахова, вед. инженер, pio9@lii.ru, АО "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова", г. Жуковский

Методы параметрической идентификации систематических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов в летных испытаниях самолета

Изложены методы определения действительных значений углов атаки и скольжения, параметрической идентификации математических моделей погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний воздушных судов.

Технология разработана и внедрена в практику летных испытаний в АО "ЛИИ им. М. М. Громова", показывает высокую эффективность при проведении испытаний авиационной техники с задачами оценки бортовых средств определения воздушных параметров, вертикального эшелонирования, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик объектов, охватывает широкий круг вопросов аэрометрических измерений, многие из которых уже были освещены в печати. В данной работе внимание уделяется измерениям аэродинамических углов.

Обсуждаются особенности определения углов атаки и скольжения с использованием информационного потока средств определения воздушных параметров, спутниковой и инерциальной навигационных систем. Представлены выражения для определения углов атаки и скольжения при проведении испытаний, факторы погрешностей измерений, структура математической модели аэродинамической погрешности бортовых измерений угла атаки в стационарном приближении.

Рассмотрены алгоритмы решения задач на установившихся и неуставившихся режимах полета, взлета и посадки. Отмечается полнота решения для вектора скорости ветра.

Выполнены оценки методических погрешностей определения аэродинамических углов с применением средств и методов технологии, показывающие их соответствие современным требованиям.

Эффективность применения технологии подтверждается материалами летных испытаний ближнемагистрального самолета. Показаны типовые примеры представления материалов испытаний, характерные особенности измерений в зависимости от вида испытательного режима, факторов аэродинамического влияния.

Ключевые слова: самолет, угол атаки, аэродинамические погрешности, летные испытания

Введение

В работах [1, 2] была представлена новая технология оценивания средств определения воздушных параметров (СВП) при проведении летных испытаний воздушных судов (ВС) с применением спутниковых навигационных систем (СНС). Технология была разработана и внедрена в практику летных испытаний в АО "ЛИИ им. М. М. Громова", позволила изменить процедуру испытаний, исключить необходимость применения трудоемких, дорогостоящих эталонных средств определения воздушных параметров [3, 4]: самолета-эталона, буксируемого конуса, носовой штанги с эталонными приемниками и т. д. С ее применением в 2000—2022 гг. успешно проведено более ста опытно-конструкторских и сертификационных испытаний воздушных судов различного типа с задачами оценки бортовых средств определения воздушных параметров, вертикального эшелонирования, летно-технических (ЛТХ) и взлетно-посадочных (ВПХ) характеристик объектов.

В технологии получили развитие косвенные методы определения действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД) с применением средств траекторных измерений [5]. Разработанный комплекс взаимосвязанных методов, методик по различным видам испытаний позволил существенно повысить качество результатов определения аэродинамических характеристик ВС, оценивания средств определения воздушных параметров.

В настоящей работе внимание уделено частным, решаемым в рамках технологии, вопросам определения аэродинамических углов (атаки и скольжения).

Рассматриваемые вопросы имеют большое значение в обеспечении безопасности полета воздушного судна, относятся к числу приоритетных при проведении испытаний и заслуживают отдельного рассмотрения.

Разработанные методы определения аэродинамических углов в летных испытаниях ВС с использованием синхронизированных

по времени информационных потоков систем воздушных сигналов (СВС), спутниковых и инерциальных (ИНС) навигационных систем позволили получить эффективные решения как на стационарных, так и на неустановившихся режимах полета ВС.

Эффективность разработанных методов и алгоритмов подтверждается результатами летных испытаний ВС.

Определение углов атаки и скольжения с использованием информационных потоков средств определения воздушных параметров, спутниковой и инерциальной навигационных систем

Рассмотрим решение задачи определения углов атаки, скольжения в общем случае полета самолета.

Особенностью решения задачи определения воздушных параметров с использованием данных СНС является измерение геометрической высоты относительно поверхности эллипсоида WGS-84 [6], а измерение проекций вектора путевой скорости — в сопровождающей ВС правой прямоугольной системе координат $OXYZ$.

Начало системы координат $OXYZ$ (т. O) совпадает с центром масс ВС, система задается эллипсоидальными координатами φ, λ, h . При этом ось OY направлена по нормали к эллипсоиду в точке $P(\varphi, \lambda, h = 0)$, плоскость OXZ параллельна касательной плоскости к эллипсоиду WGS-84 в точке $P(\varphi, \lambda, h = 0)$, ось OX расположена параллельно касательной к меридиану ($\lambda = \text{const}$) и направлена на север. Величина h определяет высоту полета ВС относительно поверхности эллипсоида.

Пусть в системе координат $OXYZ$ определен вектор воздушной скорости $V = (V_x, V_y, V_z)$ и также определен угол $\Delta\psi^*$ между проекцией продольной оси самолета на плоскость горизонта и вектором горизонтальной составляющей воздушной скорости $V_r = (V_x, V_z)$. В полете самолета угол $\Delta\psi^*$ определяется из соотношения

$$\Delta\psi^* = \psi_v - \psi,$$

где ψ_v — угол вектора V_r , отсчитываемый от направления на север; ψ — курсовой угол.

Тогда в связанной с ВС правой прямоугольной системе координат $OX_1Y_1Z_1$, в которой ось OX_1 направлена по строительной горизон-

тали фюзеляжа, ось OZ_1 — вдоль размаха крыла, имеем:

$$\begin{aligned} V_{x1} &= V_r \cos \Delta\psi^* \cos \upsilon + V_y \sin \upsilon; \\ V_{y1} &= V_r (\sin \Delta\psi^* \sin \gamma - \cos \Delta\psi^* \sin \upsilon \cos \gamma) + V_y \cos \upsilon \cos \gamma; \\ V_{z1} &= V_r (\sin \Delta\psi^* \cos \gamma + \cos \Delta\psi^* \sin \upsilon \sin \gamma) - V_y \cos \upsilon \sin \gamma, \end{aligned}$$

где V_x, V_z — составляющие воздушной скорости по осям на север, восток; $V_r = \sqrt{V_x^2 + V_z^2}$ — модуль горизонтальной составляющей воздушной скорости; υ, γ — углы тангажа и крена.

Следует отметить, что функциональная связь между проекциями воздушной скорости в связанной и нормальной земной системах координат может быть также определена матрицей перехода [7].

На основании представленных соотношений имеем следующие выражения для углов атаки α и скольжения β :

$$\begin{aligned} \alpha &= -\arcsin [V_{y1}/(V_{x1}^2 + V_{y1}^2)^{1/2}]; \\ \beta &= \arcsin[V_{z1}/V], \end{aligned}$$

где V — модуль вектора воздушной скорости.

При малых значениях параметров $\Delta\psi^*, \upsilon, \gamma, V_y/V$: $\Delta\psi^* = o(1), \upsilon = o(1), \gamma = o(1), V_y/V = o(1)$ (здесь $o(1)$ означает порядок 10^{-1}) значения углов атаки и скольжения с точностью до величины порядка 10^{-2} определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \alpha &\approx \upsilon - V_y/V - \gamma \Delta\psi^* \approx \upsilon - \theta - \gamma\beta; \\ \beta &\approx \Delta\psi^* + (\upsilon - V_y/V) \gamma \approx \Delta\psi^* + \alpha\gamma. \end{aligned} \quad (1)$$

Из последних выражений следует, что погрешность определения угла атаки главным образом определяется погрешностью измерения углов тангажа и наклона траектории θ , а погрешность определения угла скольжения — значением погрешности измерения угла $\Delta\psi^*$. В случае полета с креном и скольжением может быть существенным и их влияние на определение угла атаки.

На основании (1) может быть выполнена оценка погрешностей определения аэродинамических углов за счет инструментальных погрешностей СНС, ИНС. Самой простой будет оценка при условии спокойной атмосферы, нулевой скорости ветра. В данном случае вектор путевой скорости будет совпадать с проекцией вектора воздушной скорости на плоскость горизонта, путевой угол — с ψ_v .

Погрешности измерения угловых параметров современных инерциальных систем, на-

пример БИНС-85, составляют: по углам тангажа υ и крена γ — $0,1^\circ$ (с вероятностью 0,95), по курсовому углу ψ — $0,4^\circ$ (с вероятностью 0,95).

Погрешности измерения СНС проекций путевой скорости W_x , W_z , а также вертикальной скорости W_y составляют 0,1...0,2 м/с (с вероятностью 0,95).

При указанных погрешностях измерения параметров СНС, ИНС и значениях $V \geq 60$ м/с, $\Delta W_y = 0,1$ м/с погрешности определения углов атаки и скольжения в соответствии с (1) не превысят значений: $\Delta\alpha = 0,15^\circ$; $\Delta\beta = 0,4^\circ$. Повышенные погрешности определения угла скольжения объясняются погрешностями измерения курсового угла ИНС.

В целом, как следует из представленных оценок, составляющие погрешности измерения аэродинамических углов, обусловленные погрешностями измерения траекторных и угловых параметров современными спутниковыми и инерциальными системами, являются приемлемыми для решения задач градуировки датчиков аэродинамических углов (ДАУ), оценки ЛТХ, ВПХ ВС, устойчивости и управляемости, определения аэродинамических погрешностей ПВД и т. д.

Математическое моделирование аэродинамических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов

В авиационной практике в подавляющем большинстве случаев в основу построения бортовых средств измерения углов атаки и скольжения положены методы определения аэродинамических углов по значениям измеряемых параметров набегающего потока, обтекания элементов конструкции ВС [8]. Другие методы [9—12] получили более ограниченное применение и здесь рассматриваться не будут.

Классическое решение для угла атаки предполагает установку двух ДАУ, на левом и правом бортах фюзеляжа, симметрично плоскости симметрии самолета, осреднение местных углов, измеряемых датчиками, с последующим расчетом угла атаки в соответствии с установленной зависимостью между осредненными местными и действительными значениями угла атаки самолета.

Основными вопросами математического моделирования являются построение и идентификация адекватных математических моделей:

- функциональной зависимости, связывающей измеряемые ДАУ местные углы скоса потока $\alpha_{\text{мест}}$ и действительные значения углов атаки α и скольжения β ;
- погрешности бортовых измерений аэродинамических углов (расчета значений по функциональным зависимостям, реализованным в системе воздушных данных).

В стационарном приближении задачу математического моделирования сводят к определению функциональной зависимости местных углов скоса потока $\alpha_{\text{мест}}$ от числа M , углов атаки α , скольжения β , конфигурации δ (положения закрылков, предкрылков, шасси), геометрической высоты полета h_T относительно подстилающей поверхности (взлетно-посадочной полосы) на режимах взлета-посадки (за счет "экранного эффекта"):

$$\alpha_{\text{мест}} = f(M, \alpha, \beta, \delta, h_T)$$

или обратных функций:

$$\begin{aligned} \alpha &= f_\alpha(M, \alpha_{\text{мест}}, \beta, \delta, h_T), \\ \beta &= f_\beta(M, \alpha_{\text{мест}}, \alpha, \delta, h_T) \quad [13-15]. \end{aligned}$$

Ограничимся рассмотрением функциональной зависимости для угла атаки. Структура функциональной зависимости $\alpha = f_\alpha(M, \alpha_{\text{мест}}, \beta, \delta, h_T)$ представляется в виде

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty) - \\ &- \Delta\alpha_\beta(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) - \Delta\alpha_h(h_T, \alpha, \beta, M, \delta). \end{aligned} \quad (2)$$

В структуре выражения для α первая составляющая определяет зависимость на режимах полета без скольжения (функция α_1), вторая составляющая уточняет решение на режимах скольжения, третья уточняет решение на предельно-малых высотах полета, при которых проявляется влияние поверхности земли ("экранный эффект").

Подобная структура рассматривается и для математической модели погрешности определения угла атаки $\Delta\alpha$ в СВС:

$$\begin{aligned} \Delta\alpha &= [\Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta) - \\ &- \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty)] + \\ &+ \Delta\alpha_\beta(\beta, \alpha, M, \delta, h_T = \infty) + \\ &+ \Delta\alpha_h(h_T, \alpha, \beta, M, \delta) + \Delta\alpha_{\text{инстр}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $\Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$ — полином зависимости для расчета истинного угла атаки, реализованный в СВС.

Первая составляющая, выделенная квадратными скобками (обозначим $\Delta\alpha_\alpha$), представляет собой невязку реализованной в СВС и фактической зависимости истинного угла атаки от местного в полете вне влияния экрана, без скольжения при конфигурации δ . Вторая составляющая определяется влиянием угла скольжения, третья — экраным эффектом, четвертая — инструментальной погрешностью измерения местного угла атаки.

Необходимо напомнить, что мы рассматриваем модель погрешности в виде стационарного приближения. При этом также пренебрегаем составляющими погрешности за счет угловых скоростей.

Определение фактических значений параметров полиномов, зависимостей (2), (3), является задачей летных испытаний.

Представление математической модели в виде суммы составляющих позволяет разделить решения задач оценивания характеристик по этапам испытаний, наиболее полно детализировать решение задачи математического моделирования в зависимости от факторов погрешностей, области определения функций.

Структура выражений (2), (3) отражает последовательность решения задач испытаний в технологии: в режимах установившегося, неустановившегося полета, взлета и посадки.

Первые составляющие в выражениях (2), (3) сами по себе определяются последовательно:

- в режимах ГП в эксплуатационном диапазоне изменения α , M для различных конфигураций объекта δ ;
- в расширенном диапазоне изменения угла атаки при испытаниях ВС на больших углах атаки (БУА).

Методы и алгоритмы

Рассмотрим более подробно методы и алгоритмы определения углов атаки и скольжения, параметрической идентификации математических моделей аэродинамических погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов при проведении летных испытаний с применением рассматриваемой технологии.

Задачей первого этапа испытаний является установление функциональной зависимости между местными, измеряемыми ДАУ углами атаки $\alpha_{\text{мест}}$ и действительными значениями

угла атаки в условиях режимов горизонтально-го установившегося полета без скольжения (2):

$$\alpha = \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_T = \infty). \quad (4)$$

Задача параметрической идентификации математической модели функциональной зависимости (4) решается в комплексе с задачей определения аэродинамических погрешностей ПВД.

Для идентификации математических моделей (4) методикой предписывается выполнение серии режимов ГП противоположными курсами в различных конфигурациях δ , в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей. В рассматриваемых условиях ГП в соответствии с соотношением (3) угол атаки определяется выражением

$$\alpha \approx \nu - \arcsin(V_y/V). \quad (5)$$

При определении второй составляющей в выражении (5) имеется неопределенность, связанная с отсутствием данных о вертикальной составляющей скорости ветра U_y . В расчетах действительных значений α допускается, что составляющая U_y является пренебрежимо малой величиной. Фактор погрешности определения функциональной зависимости за счет принятого допущения исключается при определении математического ожидания (4) по совокупности режимов ГП, выполненных в различных условиях состояния атмосферы, в ряде полетов.

Полученные результаты параметрической идентификации математической модели для угла атаки (4) в совокупности с результатами моделирования аэродинамических погрешностей ПВД, а также оценки инструментальных погрешностей штатных и контрольно-измерительных систем самолета позволяют использовать испытываемый самолет в качестве самолета-зондировщика в последующих испытаниях.

Методика дальнейших испытаний в режимах скольжения, торможения и дачи рулем высоты с выходом на БУА, в диапазоне БУА, больших скоростей и др. предусматривает определение параметров атмосферы в зондирующих режимах полета испытываемого самолета.

При полученных на предыдущем этапе испытаний исходных данных по аэродинамическим погрешностям ПВД, ДАУ параметры атмосферы, вектор скорости ветра, давление и температура могут быть определены в любом режиме горизонтального установившегося полета без крена и скольжения [12].

Базовым в технологии является метод определения аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ на неустановившихся режимах полета, в котором параметры атмосферы, включая вектор скорости ветра, определяют в режиме ГП непосредственно перед или после испытательного режима. Метод позволяет минимизировать пространственно-временной интервал между зондированием параметров атмосферы и выполнением исследуемого режима полета ВС.

Алгоритм включает: определение начальных, граничных условий, параметров состояния атмосферы в зондирующем режиме; расчет действительных значений воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД, ДАУ в испытательном режиме на основе полученных граничных условий состояния атмосферы, измерений параметров пространственного положения самолета, уравнений состояния газа и статики атмосферы; идентификацию математических моделей погрешностей по совокупности подобных испытательных режимов.

Следует отметить, что решение для вектора скорости ветра в данном случае включает и вертикальную составляющую.

При известных составляющих воздушной V_y и траекторной W_y скоростей, соотношении $\alpha = \alpha_1(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta, \beta = 0, h_r = \infty)$ в условиях зондирующего режима вертикальная составляющая скорости ветра U_y определится из выражения

$$U_y = W_y - V_y = W_y - V(\vartheta - \alpha_1).$$

Совокупность данных, полученных в испытательных режимах установившегося горизонтального полета, неустановившегося полета в виде режимов разгона—торможения, торможения и дачи рулем высоты, скольжения, с учетом данных зондирования позволяет в полной мере определить первые две составляющие функциональных зависимостей (2) и (3), в том числе в диапазоне больших скоростей и углов атаки. Параметрическая идентификация третьей составляющей в (2) и (3), обусловленная влиянием экрана, предполагает выполнение режимов: пробег по взлетно-посадочной полосе (ВПП), взлета, посадки, проходов над ВПП на предельно-малых высотах. В данном случае при определении действительных значений угла атаки, так же как и в случае режимов ГП, пренебрегается вертикальной составляющей скорости ветра. Задача решается в комплексе с задачей определения аэродина-

мических погрешностей ПВД. Методические погрешности, связанные с принимаемыми допущениями, изменчивостью ветровых характеристик, исключаются статистической обработкой данных, полученных в разных метеоусловиях, при определении математических ожиданий искомых решений.

Показательные результаты

Показательные примеры применения технологии в решении задач определения действительных значений аэродинамических углов, погрешностей бортовых измерений представим по материалам испытаний ближнемагистрального самолета.

Результаты приведем для основных СВС № 1, СВС № 2 и резервной СВС № 3 систем воздушных данных самолета для типовых испытательных режимов установившегося и неустановившегося полета: режимов ГП, режимов торможения с выходом на БУА, режимов скольжения, режимов взлета и посадки. При этом результаты по измерениям угла атаки в режимах ГП проиллюстрируем материалами периодических испытаний серийного самолета в 2021 г.; в режимах торможения с выходом на БУА, скольжения и посадки — материалами испытаний опытных образцов самолета типовой конструкции, проведенных в период с 2010 г. по 2018 г.

В архитектуре построения СВП самолета были задействованы две пары датчиков аэродинамических углов, расположенных по бортам фюзеляжа самолета симметрично плоскости симметрии.

Особенностью построения основных систем было отступление от классического решения. В каждой системе СВС № 1, 2 был задействован только один из пары симметрично расположенных по бортам самолета датчиков в цилиндрической части фюзеляжа. При этом место установки ДАУ было выбрано из условия минимального влияния скольжения на местные углы скола потока в местах их размещения.

Для резервной системы СВС № 3 было реализовано классическое решение с задействованием двух других ДАУ, установленных симметрично плоскости симметрии ВС в носовой части фюзеляжа. Влияние скольжения на определение угла атаки исключалось осреднением измеряемых значений углов ДАУ.

При представлении показательных результатов именно резервной системе воздушных данных, отражающей пример классического решения для угла атаки, уделим основное внимание. Для других систем результаты покажем выборочно, в случаях, для которых имеются отличительные особенности измерений.

Примеры определения углов атаки, аэродинамических погрешностей измерений в режимах горизонтального установившегося полета, а также режимах торможения с выходом на БУА для СВС № 3 представлены на рис. 1–4.

Испытания на режимах ГП проводились в интересах оценки средств вертикального эшелонирования, а также погрешностей измерения барометрической высоты в режимах маловысотного полета. Поскольку коррекция погрешностей восприятия статического давления в системах воздушных данных реализована в виде функции числа M и угла атаки, вопрос погрешности бортовых измерений угла атаки являлся приоритетным.

Рис. 1 и 2 иллюстрируют типовое представление результатов определения действительных значений угла атаки и соответствующих значений "истинного" угла атаки из потока данных системы в условиях выполненных режимов ГП в полетной и взлетно-посадочных конфигурациях самолета.

Здесь же приведены функциональные зависимости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$, полученные с использованием массива экспериментальных данных методами регрессионного анализа. Для полетной конфигурации зависимости показаны при двух значениях числа M : $M = 0,3$ и $M = 0,8$.

Результаты показывают очень небольшие значения погрешностей бортовых измерений угла атаки в условиях выполненных режимов, соизмеримые или меньшие предельных инструментальных погрешностей ДАУ. Абсолютные значения погрешности не превышают $0,25^\circ$.

Представленные материалы для полетной конфигурации также показывают, что влияние числа M в функциональной зависимости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$ является слабым. Такая особенность является типичной при классическом размещении ДАУ по бортам фюзеляжа самолета, позволяет применять упрощенные функции расчета угла атаки в СВС в виде функции переменной $\alpha_{\text{мест}}$ при ряде фиксированных конфигураций δ .

Рис. 3 и 4 представляют результаты определения действительных значений угла атаки,

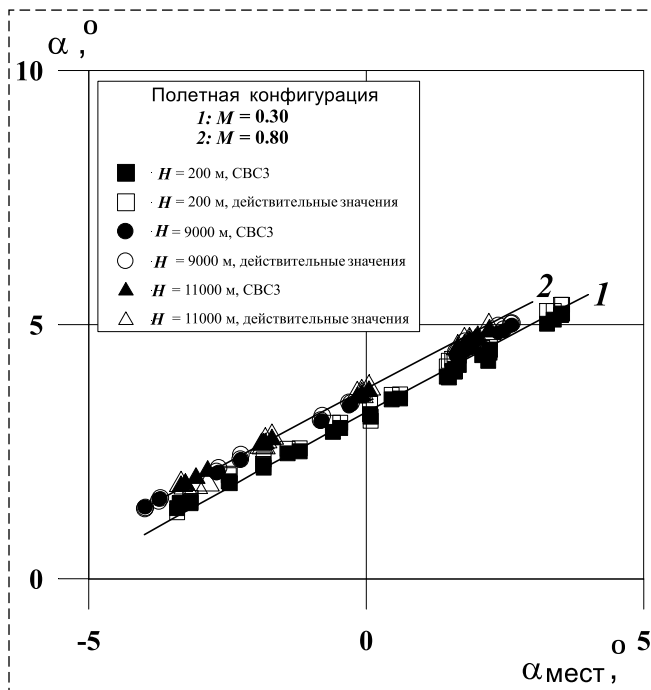


Рис. 1. Значения угла атаки расчетного и истинного, полетная конфигурация, СВС № 3

Fig. 1. Calculated and true angle of attack values, flight configuration, ADS no. 3

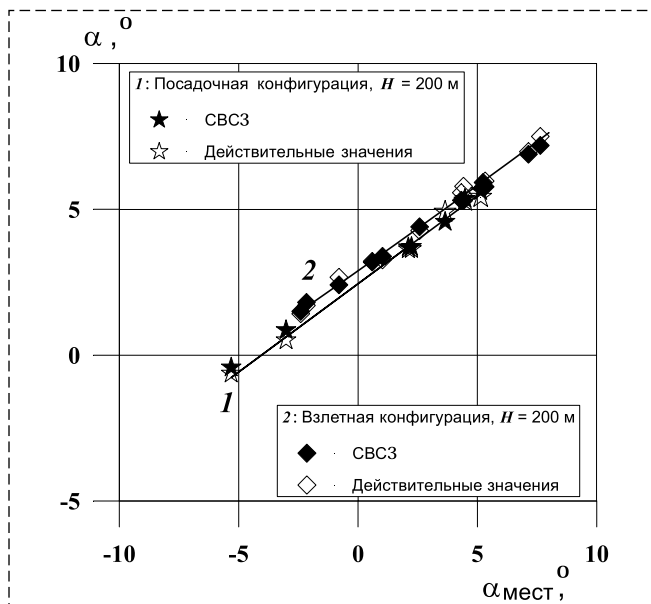


Рис. 2. Значения угла атаки расчетного и истинного, взлетно-посадочные конфигурации, СВС № 3

Fig. 2. Calculated and true angle of attack values, take-off and landing configurations, ADS no. 3

градуировочной зависимости $\alpha_{\text{ист.расч}} = f(\alpha_{\text{мест}})$, а также соответствующие погрешности бортовых измерений угла атаки в режимах торможения с выходом на БУА. Испытания проводились в интересах оценки аэродинамических характеристик самолета. Результаты представлены для взлетной и посадочной конфигураций.

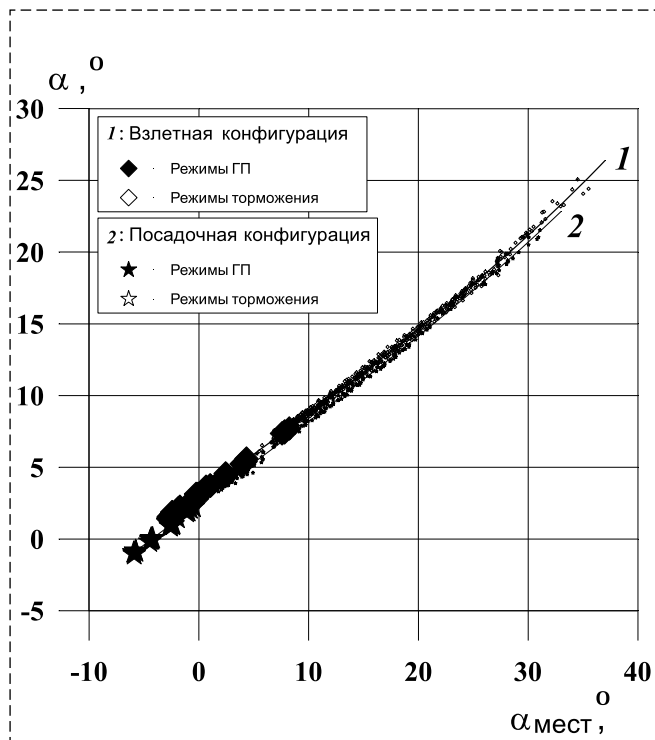


Рис. 3. Зависимость $\alpha_{ист}$ от угла атаки местного на режимах торможения, СВС № 3
 Fig. 3. Dependence of α_{true} on the local angle of attack in deceleration modes, ADS no. 3

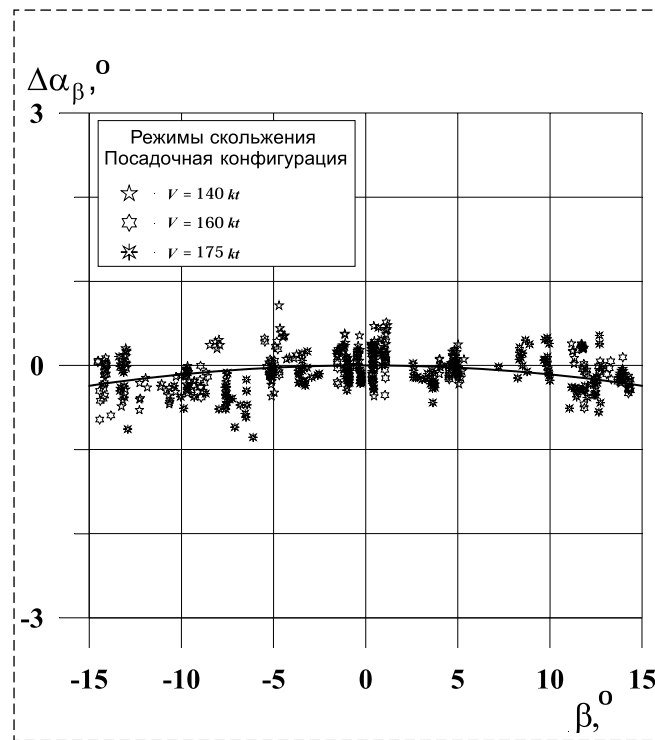


Рис. 5. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния скольжения, СВС № 3
 Fig. 5. Component of the error of the angle of attack determination caused by sliding, ADS no. 3

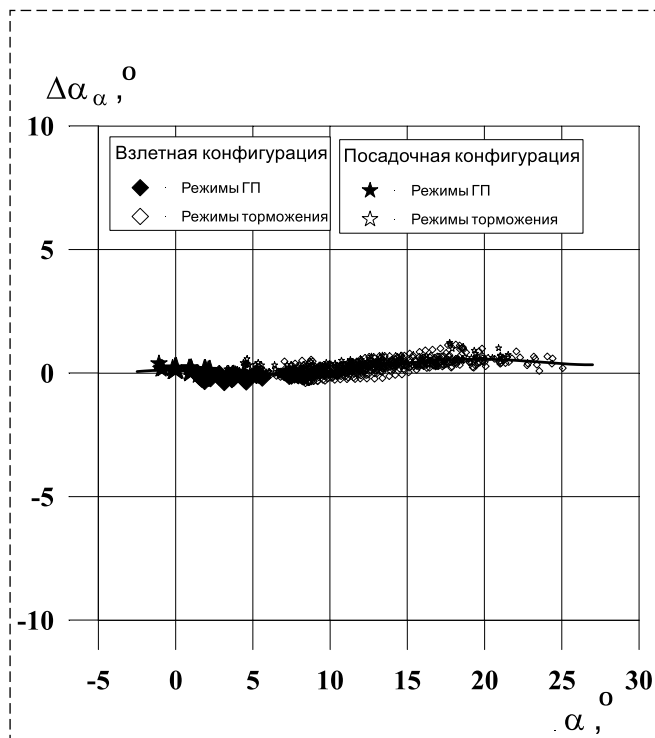


Рис. 4. Зависимость $\Delta\alpha_\alpha = \alpha_{ист}(\text{СВС-3}) - \alpha_{ист.расч}$ от угла атаки истинного на режимах торможения, СВС № 3
 Fig. 4. Dependence $\Delta\alpha_\alpha = \alpha_{(ADS-3)} - \alpha_{calc}$ on the true angle of attack in deceleration modes, ADS no. 3

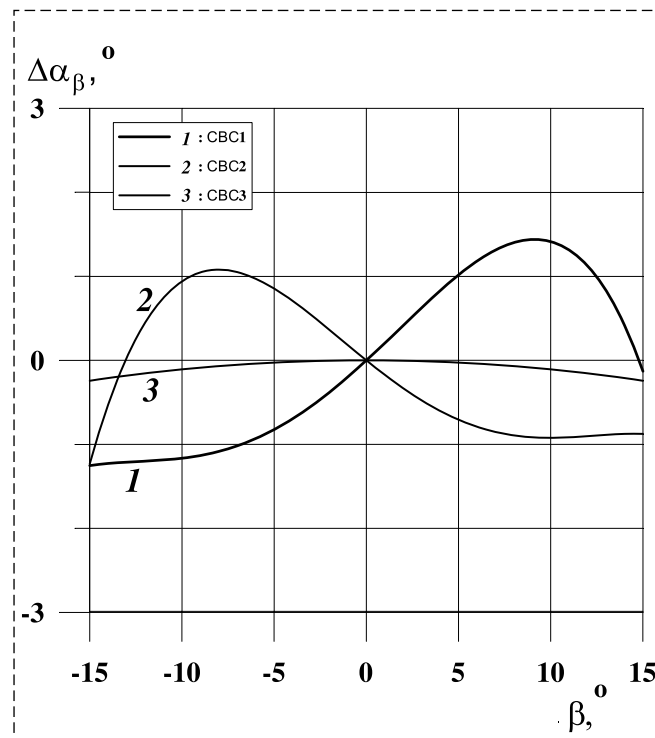


Рис. 6. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния скольжения:
 1, 2 — для СВС № 1, 2; 3 — для СВС № 3
 Fig. 6. Component of the error of the angle of attack determination caused by sliding:
 1, 2 — for ADS no. 1, 2; 3 — for ADS no. 3

Слабо выраженный нелинейный характер изменения зависимости $\alpha_{\text{ист.расч}} = f(\alpha_{\text{мест}})$ при рассматриваемом размещении ДАУ также является типичным. Максимальные значения систематических погрешностей при реализованной в системе функции расчета угла атаки по абсолютной величине не превышают $0,5^\circ$.

Рис. 5, 6 и рис. 7, 8 представляют результаты определения составляющих погрешности $\Delta\alpha_\beta(\beta)$, $\Delta\alpha_h$, вызванных факторами влияния скольжения и экранного эффекта соответственно.

Указанные факторы погрешности не учитываются в реализованной в системах СВС для расчета угла атаки функциональной зависимости $\alpha = \Pi_\alpha(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$. Результаты представлены как для резервной, так и для основных систем воздушных данных в посадочной конфигурации самолета.

На рис. 5 и 7 приведены фактические значения погрешности для резервной системы в условиях выполненных режимов скольжения и пробеге по ВПП. Рис. 6 и 8 иллюстрируют математические ожидания составляющих погрешности $\Delta\alpha_\beta(\beta)$ и $\Delta\alpha_h$ для основных и резервной систем.

Результаты на режимах скольжения для резервной системы показывают близкие к нулю значения погрешности в широком диапазоне углов скольжения, что согласуется с известными решениями обтекания фюзеляжа. Для основных систем, с применением в составе по одному ДАУ, в отличие от резервной, отмечается волнообразный характер изменения погрешности с амплитудой до $1...1,5^\circ$.

Результаты определения составляющей аэродинамической погрешности измерения угла атаки $\Delta\alpha_h$, вызванной влиянием экрана, для рассматриваемого объекта уже приводились в работе [14]. Здесь ограничимся иллюстрацией значений погрешности в режимах пробеге по ВПП, а также зависимости $\Delta\alpha_h(h)$ по представленной в работе [14] математической модели погрешности.

В режимах пробеге результаты ранее проведенных испытаний, изложенные в работе [14], дополнены материалами периодических испытаний серийного самолета. На рис. 7 показано согласование соответствующих значений $\Delta\alpha_h$. Рис. 8 иллюстрирует присущее экранному эффекту увеличение градиента нарастания погрешности $\Delta\alpha_h(h)$ с приближением к ВПП, наиболее выраженное для основных систем, при более близком размещении ДАУ к крылу.

Показанные на рис. 1–8 составляющие являются основными, определяющими математические модели функциональной зави-

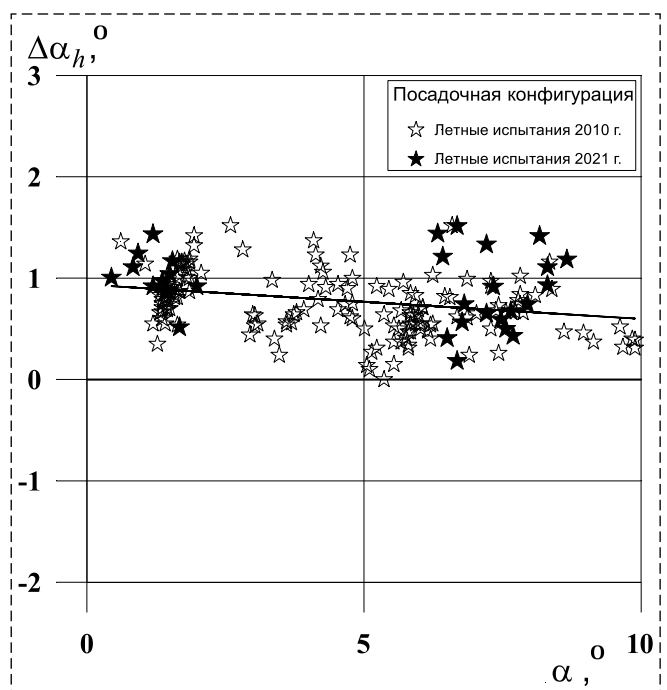


Рис. 7. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния экрана на режимах пробеге, СВС № 3
Fig. 7. Component of the error of the angle of attack determination caused by runway surface influence, ADS no. 3

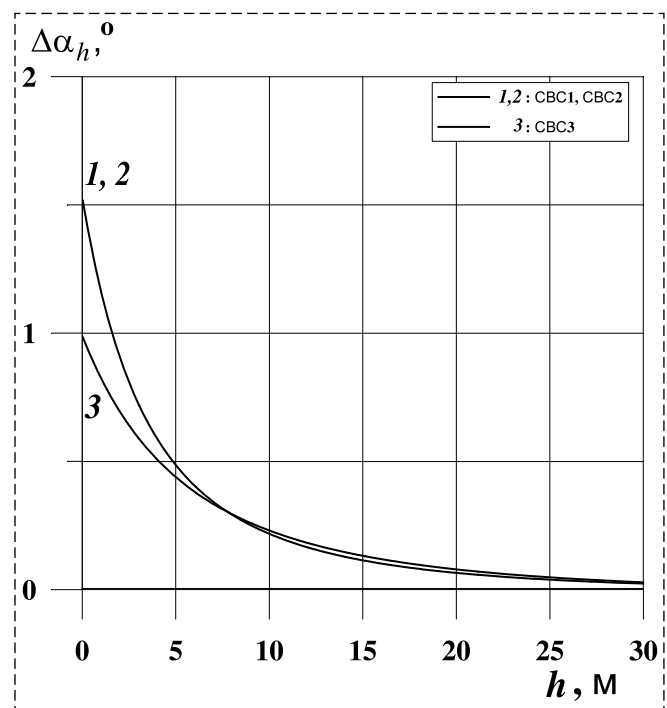


Рис. 8. Составляющая погрешности определения угла атаки за счет влияния экрана при $\alpha = 5^\circ$:
1, 2 — для СВС № 1, 2; 3 — для СВС № 3
Fig. 8. Component of the error of the angle of attack determination caused by runway surface influence at $\alpha = 5^\circ$:
1, 2 — for ADS no. 1, 2; 3 — for ADS no. 3

симости $\alpha = f(\alpha_{\text{мест}}, M, \delta)$, а также аэродинамической погрешности измерения угла атаки в стационарном приближении [14], отражают степень влияния различных факторов на функцию определения угла атаки и погрешности измерений.

Заключение

Результаты показывают, что применяемые в технологии средства и методы позволяют выделить, провести идентификацию составляющих погрешностей бортовых измерений аэродинамических углов на уровне инструментальных погрешностей лучших образцов средств аэрометрических измерений.

Представленные материалы по измерениям аэродинамических углов, погрешностей бортовых измерений, в совокупности с ранее изложенными в работах [1, 13, 14] и других, показывают, что применяемые в технологии средства и методы в полной мере отвечают требованиям летных опытно-конструкторских и сертификационных испытаний в задачах оценивания летно-технических, взлетно-посадочных характеристик самолета и бортового оборудования, других задач испытаний авиационной техники, связанных с измерением воздушных параметров. Результаты еще раз подтверждают высокую эффективность применяемых методов при проведении испытаний как на стационарных, так и на неустановившихся режимах полета.

Список литературы

1. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных изме-

рений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5—9.

2. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012.

3. AC-21-40(0), Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, 2005.

4. Naering E. A. Airdata measurement and calibration, NASA Technical memorandum 104316. Edwards, California, Dryden flight research center, 1995.

5. Ведров В. С., Тайц М. А. Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. С. 64—106.

Руководство по Всемирной Геодезической Системе — 1984 (WGS-84), (doc 9674). Международная организация гражданской авиации, 2002.

7. Корсун О. Н., Николаев С. В., Пушков С. Г. Алгоритм оценивания систематических погрешностей измерений воздушной скорости, углов атаки и скольжения в летных испытаниях // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. № 3. С. 130—141.

8. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Издательство КГТУ, 2001.

9. Ramprasadh C., Prem S., Sankaralingam L., Deshpande P., Dodamani R., Suraj C. S. A simple method for estimation of angle of attack // International Federation of Automatic Control PapersOnLine. 2018. N. 51-1. P. 353—358.

10. Ivanković M., Vrdoljak M., Andrić M., Kozmar H. Angle-of-attack estimation for general aviation aircraft // Aerospace. 2023. N. 10(3).

11. Jackson B., Hoffler K. D., Sizoo D. G., Ryan W. Experience with sensed and derived angle of attack estimation systems in a general aviation airplane // AIAA 2017-0065. 2017.

12. Zeis J. jr., Lambert H., Calico R., Gleason D. Angle of attack estimation using an inertial reference platform / AIAA-88-4351-CP, 1988.

13. Пушков С. Г., Малахова И. В., Горшкова О. Ю., Ловицкий Л. Л. Математическое моделирование аэродинамических погрешностей в технологии оценивания средств определения воздушных параметров с применением спутниковых навигационных систем при проведении летных испытаний самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 5. С. 272—280.

14. Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н. Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 66—70.

15. Корсун О. Н., Пушков С. Г. Вопросы применения стационарных приближений при построении моделей аэродинамических погрешностей барометрической высоты и скорости на динамичных режимах полета самолета // Прикладная физика и математика. 2015. № 5. С. 35—43.

Methods for Parametric Identification of Systematic Errors of Onboard Measurements of Aerodynamic Angles in Aircraft Flight Tests

S. G. Pushkov, nio9@lii.ru, L. L. Lovitsky, nio9@lii.ru, O. Yu. Gorshkova, nio9@lii.ru, I. V. Malakhova, nio9@lii.ru, Flight Research Institute n.a. M. M. Gromov, Moscow region, Zhukovsky, 140180, Russian Federation

Corresponding author: Pushkov S. G., PhD, Principal Researcher, Flight Research Institute n.a. M. M. Gromov, Moscow region, Zhukovsky, 140180, Russian Federation, e-mail: nio9@lii.ru

Accepted on August 10, 2023

Abstract

Methods of the actual values of the angles of attack and slip determination in the technology of air data systems estimation using satellite navigation systems during aircraft flight tests of are stated. Also methods of parametric identification

of mathematical models of on-board aerodynamic angles measurements errors are presented. The technology has been developed and implemented in the practice of flight tests at Flight Research Institute. The technology shows high efficiency of solving tasks of air data on-board systems, vertical separation systems, flight performance and takeoff and landing characteristics estimation in flight tests. The technology covers a wide range of issues of aerometric measurements, many of which have already been published. Here, attention is paid to measurements of aerodynamic angles. The features of determining the angles of attack and slip using data from air data systems, satellite and inertial navigation systems are shown. Equations for determining the angles of attack and slip during testing, factors of measurement errors, the structure of the mathematical model of the aerodynamic errors of the angle of attack on-board measurements are presented in a stationary approximation. Algorithms for solving problems in steady and unsteady modes of flight, takeoff and landing are considered. The completeness of the solution for the wind speed vector is noted. Estimates of methodological errors in determining aerodynamic angles using the technology are made. Compliance with modern requirements is showing. The effectiveness of the technology is confirmed by the materials of flight tests of a short-range aircraft. Typical examples of test materials presentation, features of measurements depending on the type of test mode, aerodynamic influence factors are shown.

Keywords: aircraft, angle of attack, aerodynamic errors, flight tests

For citation:

Pushkov S. G., Lovitsky L. L., Gorshkova O. Yu., Malakhova I. V. Methods for Parametric Identification of Systematic Errors of Onboard Measurements of Aerodynamic Angles in Aircraft Flight Tests, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 11, pp. 598–607.

DOI: 10.17587/mau.24.598-607

References

1. **Pushkov S. G., Kharin E. G., Kozhurin V. R., Lovitsky L. L.** Reference measurement of air parameters in flight test using trajectory measurement satellite facilities, *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2010, no. 4, pp. 5–9 (in Russian).
2. **Kharin E. G., Kopylov I. A.** Technologies for flight testing of onboard equipment of aircraft using a complex of onboard trajectory measurements, Moscow, MAI-PRINT, 2012 (in Russian).
3. **AC-21-40(0)**, Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, 2005.
4. **Haering E. A.** Airdata measurement and calibration, NASA Technical memorandum 104316, Edwards, California, Dryden flight research center, 1995.
5. **Vedrov V. S., Taitis M. A.** Aircraft flight tests, Moscow, Oborongiz, 1951, pp. 64-106 (in Russian).
6. **Doc 9674**, World Geodetic System — 1984 (WGS-84) Manual, International Civil Aviation Organization, 2002.
7. **Korsun O. N., Nikolaev S. V., Pushkov S. G.** Algorithm for estimating systematic errors in measurements of airspeed, angles of attack and sideslip in flight tests, *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2016, no. 3, pp. 130–141 (in Russian).
8. **Soldatkin V. M.** Methods and means for measuring the aerodynamic angles of aircraft, Kazan, KSTU Publishing House, 2001 (in Russian).
9. **Ramprasad C., Prem S., Sankaralingam L., Deshpande P., Dodamani R., Suraj C. S.** A simple method for estimation of angle of attack, *International Federation of Automatic Control Papers OnLine*, 2018, no. 51-1, pp. 353–358.
10. **Ivanković M., Vrdoljak M., Andrić M., Kozmar H.** Angle-of-attack estimation for general aviation aircraft, *Aerospace*, 2023, no. 10(3).
11. **Jackson B., Hoffler K. D., Sizoo D. G., Ryan W.** Experience with sensed and derived angle of attack estimation systems in a general aviation airplane, AIAA 2017-0065, 2017.
12. **Zeis J. jr., Lambert H., Calico R., Gleason D.** Angle of attack estimation using an inertial reference platform, AIAA-88-4351-CP, 1988.
13. **Pushkov S. G., Malakhova I. V., Gorshkova O. Yu., Lovitsky L. L.** Mathematical modeling of an air data system aerodynamic errors in flight tests using satellite navigation systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 5, pp. 272–280 (in Russian).
14. **Pushkov S. G., Gorshkova O. Yu., Korsun O. N.** Mathematical models of errors of airborne measurements of speed and angle of attack in aircraft landing modes, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 8, pp. 66–70 (in Russian).
15. **Korsun O. N., Pushkov S. G.** Issues of the application of stationary approximations in the construction of models of aerodynamic errors of barometric altitude and speed in dynamic modes of aircraft flight, *Prikladnaya Fizika i Matematika*, 2015, no. 5, pp. 35–43 (in Russian).