

На правах рукописи



**Яцко Артём Анатольевич**

**МЕТОД РАЗДЕЛЬНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЭФФЕКТИВНОЙ СИЛЫ ТЯГИ  
ДВИГАТЕЛЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПРОЦЕССЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

05.11.15 – «Метрология и метрологическое обеспечение»

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2022

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Корсун Олег Николаевич**  
доктор технических наук, профессор  
ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», начальник отдела

Официальные оппоненты: **Яшин Андрей Валерьевич**  
доктор технических наук  
АО «Научно-исследовательский и проектно-конструкторский институт информатизации, автоматизации и связи на железнодорожном транспорте», руководитель центра метрологического обеспечения

**Макаров Владимир Евгеньевич**  
кандидат физико-математических наук,  
старший научный сотрудник  
ГНЦ, ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова», начальник отдела

Ведущая организация: 929-й Государственный лётно-испытательный центр Министерства обороны Российской Федерации имени В.П. Чкалова

Защита диссертации состоится «\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 года в \_\_\_\_ часов на заседании диссертационного совета Д 212.141.18 при Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана», по адресу 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

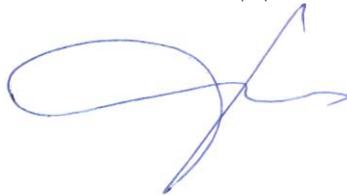
Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью, просим высылать по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте [www.bmstu.ru](http://www.bmstu.ru).

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 г.

Телефон для справок: +7 (499) 267 09 63

Учёный секретарь диссертационного совета Д 212.141.18,  
доктор технических наук,  
доцент



Мешков Сергей Анатольевич

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность исследования** основана на необходимости обеспечения требуемой точности измерения эффективной тяги силовой установки (СУ) летательных аппаратов (ЛА) в полете. В работе представлены результаты совершенствования метода раздельной идентификации эффективной силы тяги двигателя и аэродинамического сопротивления летательного аппарата. В терминах государственной системы обеспечения единства измерений и общей теории измерений, предложенная в работе раздельная идентификация сил тяги и сопротивления является частным случаем универсального метода совместных измерений (МСИ). Поэтому далее в работе используется термин «метод совместных измерений эффективной силы тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата».

Применяемые в настоящее время подходы к измерению сил тяги и аэродинамического сопротивления в летных испытаниях обеспечивают погрешности измерения эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА с относительной погрешностью (ОП) 5%. Столь высокий уровень обусловлен тем, что оценки тяги основаны на совместном использовании данных из различных источников, а именно, наземные стендовые испытания двигателей, расчет на основе газодинамических моделей турбореактивных двигателей, наземные эксперименты с моделями самолета в аэродинамических трубах для получения оценок силы аэродинамического сопротивления. Все эти источники имеют собственные погрешности, в первую очередь методические, обусловленные невозможностью воспроизведения в наземных испытаниях всех факторов, действующих в летном эксперименте, например, интерференцию между планером и силовой установкой, которая определяет отличие внутренней тяги двигателя, измеряемой в стендовых экспериментах, от эффективной тяги, создаваемой в полете.

Проблема несоответствия условий наземных испытаний условиям полета в значительной степени преодолевается путем применения летающих лабораторий, традиционно представляющих собой транспортный самолет с четырьмя двигателями, один из которых заменяется на испытываемый двигатель. Однако при этом требуется кардинальная доработка двигателя путем установки большого числа нестандартных датчиков, что влияет на точность измерения и требует больших трудозатрат.

В общем случае это также не решает проблему точного воспроизведения явлений интерференции с планером.

Разработанный метод позволяет измерять эффективную тягу СУ и аэродинамическое сопротивление ЛА в полете с использованием только средств измерений системы бортовых измерений ЛА. Этим определяется актуальность темы исследования.

Использование МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА также возможно при контроле технического состояния СУ ЛА, а также для повышения уровня безопасности полетов.

### **Степень разработанности темы исследования**

Основная идея выполнения отдельной идентификации эффективной силы тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА по данным лётных испытаний была предложена совместно научным руководителем данной работы и Заслуженным деятелем науки РФ д.т.н. профессором Б.К. Поплавским (ГНЦ РФ АО «ЛИИ им. М.М.Громова»). Принципиальным отличием данного подхода от существующих является то, что он позволяет получать численные значения тяги СУ в полете, используя штатные средства измерений. Однако для выполнения идентификации сил тяги и сопротивления в ходе лётных испытаний необходимо провести ряд исследований, связанных с выбором участка обработки, с влиянием погрешностей измерений, изменения тяги на участке обработки и др. Решению данных задач и посвящена настоящая диссертационная работа.

Ранее подобные подходы не применялись в силу очень слабой обусловленности задачи, которая относится к классу некорректных по А.Н. Тихонову.

### **Цели диссертационной работы**

Достижение требуемой точности МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА в полете при постоянном значении тяги СУ, а также при её изменении.

### **Задачи исследования**

1. Провести анализ погрешностей результатов измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА, полученных с использованием существующих методов.
2. Провести анализ погрешностей результатов совместных измерений при различных значениях длительности временного интервала измерения с целью определения его оптимального значения.
3. Разработать методику, позволяющую снизить влияние погрешностей ИК на результат совместного измерения.
4. Разработать методику, позволяющую уменьшить погрешности результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА при изменении значения эффективной тяги СУ.
5. Используя результаты моделирования параметров полета, полученные на полунатурном пилотажном стенде, провести апробацию разработанных методик в МСИ и определить погрешности результатов измерения.
6. Обосновать требования к точности газодинамической модели газотурбинного двигателя (ГТД), а также к датчикам, устанавливаемым на ЛА, при выполнении которых значения погрешностей МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА не превышают допустимых значений.

## **Научная новизна результатов диссертационной работы**

1. Реализован метод решения измерительной задачи совместного измерения эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

2. Разработана методика обоснования выбора оптимальной длительности временного интервала с целью минимизации погрешностей результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе анализа СКО результатов измерения при изменении длительности временного интервала измерений.

3. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе применения метода центрирования регрессоров при обработке результатов совместных измерений;

4. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе применения метода предварительного сглаживания результатов совместных измерений;

5. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА при изменении значений эффективной тяги СУ на основе использования априорной информации об изменении эффективной тяги СУ при изменении числа Маха.

## **Теоретическая и практическая значимость работы**

Теоретическая значимость заключается в создании новых научных решений, обеспечивающих повышение точности совместных измерений эффективной силы тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА в летных испытаниях авиационной техники на основе применения метода центрирования регрессоров, метода предварительного сглаживания данных, а также использовании априорной информации об изменении тяги по числу М.

Практическая значимость заключается в повышении точности и расширении области применения МСИ эффективной силы тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА в результате применения предложенных научных решений.

### **Объект исследования**

ЛА самолетного типа с силовой установкой, включающей ГТД.

### **Предметы исследования**

1. Методы измерения эффективной тяги ГТД.

2. Методы измерения аэродинамического сопротивления ЛА самолетного типа.

### **Методология и методы исследования**

В исследовании использовались методы теории идентификации систем, общей теории измерений, а также статистические методы.

### **Положения, выносимые на защиту**

1. Методика обоснования выбора оптимальной длительности интервала измерений в целях минимизации ОП результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

2. Методика, основанная на применении метода центрирования регрессоров, позволяющая уменьшить ОП результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

3. Методика, основанная на применении метода предварительного сглаживания данных, позволяющая уменьшить ОП результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

4. Методика, позволяющая уменьшить ОП результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА при изменении эффективной тяги СУ.

### **Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в работе**

Для достижения достоверности научных положений, результатов и выводов, приведенных в работе, исследования проводились с использованием результатов моделирования, полученных на полунатурном пилотажном стенде. При этом обеспечивается получение действительных значений искомых параметров. Данные параметры идентифицировались с использованием предложенных МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА, что позволило оценить эффективность применения предлагаемых подходов.

Исследовательский полунатурный пилотажный стенд использует модель движения существующего ЛА, разработан для имитации параметров ЛА, учитывает погрешности существующих средств измерений системы бортовых измерений ЛА и апробирован в научно-исследовательских работах ФГУП «ГосНИИАС».

### **Апробация работы**

Результаты работы обсуждались на Международном авиационно-космическом научно-гуманитарном семинаре имени С.М. Белоцерковского (Москва 2014), XI Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвящённые памяти профессора Н.Е. Жуковского» (Москва 2014), X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления» (Москва 2015), XVIII Международном Аэрокосмическом Конгрессе Московского государственного авиационного технологического университета им. К.Э. Циолковского (Москва 2015), Всероссийской научно-технической конференции «Авиационные системы в XXI веке» (Москва 2016), XII межведомственной научно-теоретической конференции «Вооружение и экономика» ФГБУ «46 Центральный научно-исследовательский институт» Минобороны России (Москва 2019), XIII межведомственной научно-теоретической конференции «Вооружение и экономика» ФГБУ «46 ЦНИИ» Минобороны России (Москва 2020).

## **Публикации**

По теме работы опубликовано 14 научных работ. Основное содержание диссертационного исследования отражено в 3 опубликованных статьях (из них 2 в рекомендованных ВАК РФ изданиях, 1 – в журналах, входящих в базу данных Scopus), а также 8 тезисах докладов общим объемом 7 п.л.

## **Степень внедрения**

Результаты диссертационной работы использованы при проведении научно-исследовательской работы во ФГУП «ГосНИИАС».

Метод повышения точности измерения тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе использования метода предварительного сглаживания данных, а также метод повышения точности измерения тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе использования априорно известной информации о чувствительности тяги по числу М внедрены при разработке методического обеспечения испытаний ЛА.

Результаты внедрения подтверждается актом в/ч 18347 от 2020 г.

## **СТРУКТУРА И СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

Диссертация изложена на 149 страницах и состоит из введения, пяти глав, с выводами по каждой из них, общих выводов по диссертационной работе, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы из 91 наименований и приложения, содержит 25 таблиц и 36 рисунков.

**Во введении** обоснована актуальность темы работы, поставлены цели и задачи работы, определено её содержание, указаны основные научные результаты, выносимые на защиту.

**В Главе 1** проведен анализ существующих отечественных и иностранных источников в области измерения аэродинамического сопротивления ЛА и тяги СУ, а также теоретических подходов для их измерения, сформулированы основные направления в исследовании.

Сделаны выводы о том, что:

современные методы измерения тяги СУ, как правило, требуют применения специальных стендов для имитации условий полёта либо используют специальные летающие лаборатории;

современные методы измерения тяги СУ, как правило, требуют конструктивной доработки СУ и установки дополнительных датчиков;

измерение значений коэффициентов аэродинамического сопротивления ЛА также требует наличия специальных стендов, изготовления специальных моделей для испытаний;

в иностранной практике для измерения тяги СУ используются методы теории газодинамики, применяемые совместно со стендовыми испытаниями.

Анализ точности существующих методов измерения тяги СУ показал, что ОП измерения в полете тяги СУ не более 5 % является удовлетворительной.

В Главе 2 описана постановка измерительной задачи в соответствии с Р 50.2.004-2000.

Параметры поставленной метрологической задачи (Рисунок 1) разделим на три группы:

искомые:

$Q_{п_x} + Q_{л_x} = -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha \alpha - qSc_x^{\alpha^2} \alpha^2$  – суммарное аэродинамическое

сопротивление, представленное в виде полинома, где

$Q_{п_x}$  – проекция на ось ОХ составляющей подъемной силы;

$Q_{л_x}$  – проекция на ось ОХ составляющей лобового аэродинамического сопротивления;

$c_{x0}, c_x^\alpha, c_x^{\alpha^2}$  – элементы полинома модели аэродинамического сопротивления;

$P_{эф} = P_{вых} \cos \varphi_{дв} - P_{вх}$  – эффективная тяга двигателя, где

$P_{вх}$  – тяга, создаваемая на входе в СУ;

$P_{вых}$  – тяга, создаваемая на выходе СУ.

измеряемые:

$n_{xe}$  – перегрузка вдоль оси ОХ;

$\alpha$  – угол атаки;

$q$  – скоростной напор;

известные:

$S$  – площадь крыла ЛА;

$\varphi_{дв}$  – угол установки двигателя относительно оси ОХ;

$m$  – масса ЛА;

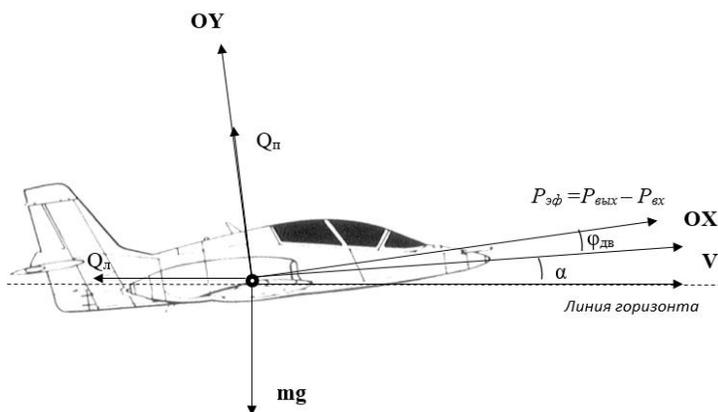


Рисунок 1. Силы, действующие на центр масс ЛА в полете в связанной СК

Рассмотрим уравнение сил, действующих на ЛА по оси ОХ:

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)qS, \quad (1)$$

где  $P_x(t)$  – проекция силы тяги;

$C_x(t)$  – коэффициент продольной аэродинамической силы;

Подставим в уравнение (1) результаты измерений, содержащие погрешности. В результате получим:

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)q(t)S + \varepsilon(t), \quad (2)$$

где  $\varepsilon(t)$  – невязка уравнения.

Предположим, что измерения выполнены в дискретные, равноотстоящие моменты времени с шагом  $\Delta t = h$ . Для  $N$  последовательных измерений, выполненных на интервале измерений, можно записать:  $t_i = hi, i = 0 \dots N$ .

Для решения задачи на интервале измерений выделим интервал измерений, содержащий  $2m+1$  измерения каждого параметра  $T \in [t_{k-m} \dots t_k \dots t_{k+m}]$ .

Систему уравнений относительно неизвестных параметров  $P_x(0)$ ,  $C_x(0)$ , и  $C_x^\alpha(0)$  запишем в матричной форме (3):

$$Za = mgN_x + \varepsilon, \quad (3)$$

где

$$Z = \begin{vmatrix} 1 - q_{-m}S & \dots & -\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 - q_jS & \dots & -\Delta\alpha_jq_jS \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 - q_mS & \dots & -\Delta\alpha_mq_mS \end{vmatrix}; \quad a = \begin{vmatrix} P(0) \\ C_x(0) \\ C_x^\alpha \end{vmatrix}; \quad N_x = \begin{vmatrix} n_{x-m} \\ \dots \\ n_x \\ \dots \\ n_{x+m} \end{vmatrix}; \quad \varepsilon = \begin{vmatrix} \varepsilon_{-m} \\ \dots \\ \varepsilon_i \\ \dots \\ \varepsilon_m \end{vmatrix}.$$

В случае применения метода наименьших квадратов для оценки элементов вектора  $a$ , т.е. для определения  $\hat{a}$  из условия:

$$\hat{a} = \arg \min_a \sum_{j=-m}^m \varepsilon_j^2(a) = \arg \min_a \varepsilon^T \varepsilon$$

оценка  $\hat{a}$  принимает вид:

$$\hat{a} = (Z^T Z)^{-1} Z^T N_x mg.$$

При обработке следует использовать проекции вектора перегрузки на оси полусвязанной системы, также необходимо учитывать  $P_{\text{вх}}, P_{\text{вых}}, \varphi_{\text{дв}}$ .

Используя тригонометрическое соотношение и аппроксимации получим уравнение (4)

$$mg \cdot n_{xe} = -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha \alpha - qSc_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{\text{вх}} + P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\text{дв}} - \frac{1}{2} P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha^2 - P_{\text{вых}} \sin \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha \quad (4)$$

Результаты исследования показали, что для реализации совместного измерения  $P_{\text{вх}}$  следует считать известным. В таком случае коэффициенты силы аэродинамического сопротивления и  $P_{\text{вых}}$  можно определить методом наименьших квадратов (МНК).

Преимуществом метода можно считать то, что регрессором при коэффициентах аэродинамического сопротивления является угол атаки, обладающий линейной независимостью относительно скоростного напора и силы тяги СУ.

Апробация метода осуществлялась с использованием данных, полученных на исследовательском полунатурном пилотажном стенде, структурная схема которого представлена на Рисунке 2.

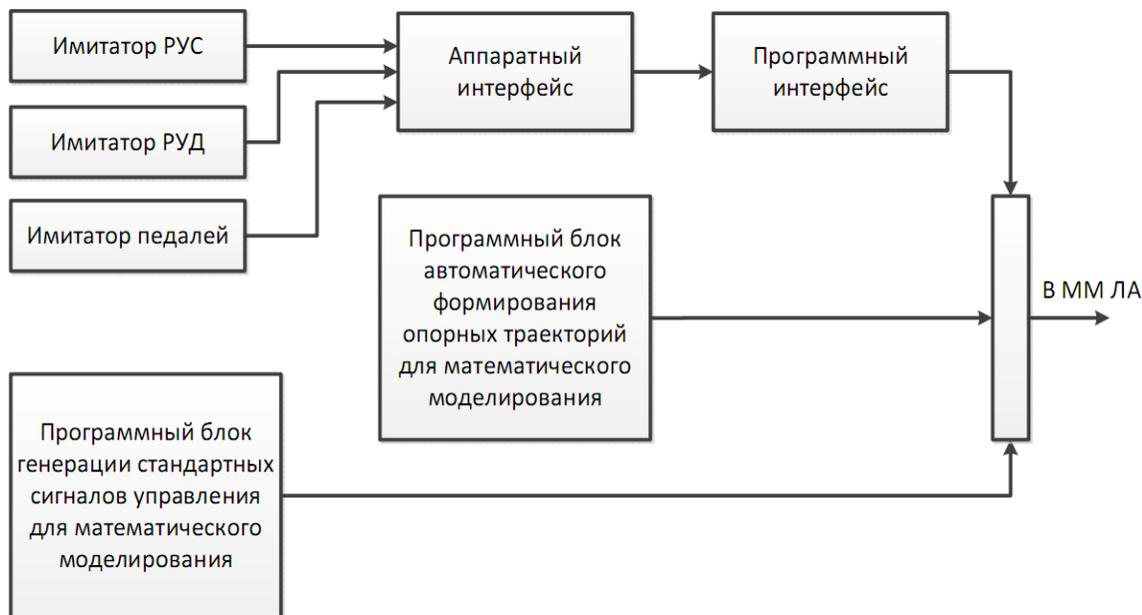


Рисунок 2. Структурная схема исследовательского полунатурного пилотажного стенда

При этом учитывались значения погрешностей измерительных каналов (ИК). Значения погрешностей ИК измеряемых параметров, используемые при моделировании, представлены в Таблице 1.

Таблица 1

Значения погрешностей ИК измеряемых параметров, используемые при моделировании

СКО погрешностей измерений параметров	Численное значение СКО	
	Погрешности ИК уровня 1	Погрешности ИК уровня 2
$S(n_{xe})$	0,001	0,002
$S(\alpha)$	0,06°	1,25°
$S(V)$	0,17 м/с	0,5 м/с

Проведен анализ и сделан вывод, что исследовательский полунатурный пилотажный стенд может являться инструментом исследования для решения задачи исследования точности МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

Проведены исследования точности измерения МСИ. В процессе исследования результатов измерений параметров на участках моделирования было получено, что ОП измерения эффективной тяги СУ составляет 1,4 – 2,2 %. Погрешности определения коэффициентов аэродинамического сопротивления ЛА не превышали 1 %.

**В Главе 3** проведено исследование влияния длительности временного интервала измерений на погрешности результатов измерений.

Исследования проводились на длительностях временных интервалов измерений 1 с, 2 с, 5 с, 10 с, 15 с, 20 с, 25 с, 30 с, 35 с, 39 с.

Анализ результатов показал, что для величин временного интервала измерения длительностью до 10 с влияние статистической неустойчивости велико как для результатов совместного измерения, так и для СКО результатов измерения, при этом отсутствует их взаимосвязь.

При длительностях интервала измерений в диапазоне 15 – 20 с результаты измерений имеют минимальную ОП результатов измерений, при этом минимум СКО соответствует точной оценке, что позволяет рекомендовать критерий минимума СКО в качестве критерия выбора результата измерения.

При увеличении длительности временного интервала измерений в диапазоне 25 с и более степень сглаженности результатов измерений и СКО существенно возрастает, но погрешности измерений увеличиваются по причине инерционности МСИ.

Проведено оценивание влияния погрешностей ИК на точность результатов совместного измерения эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА. Результаты представлены в Таблице 2.

Таблица 2

Результаты совместного измерения

Критерий	Уровень погрешностей ИК	Тяга, Р, Н		$C_{x0}$		$C_{xa}$		$C_{xa}^2$	
		Измер. значение	ОП, %						
Минимум СКО	1	5984,3	0,61	0,02	2,18	0,006	89,99	0,0008	0,85
Минимум числа обусловленности	1	5984,3	1,58	0,02	5,26	0,006	89,99	0,0008	2,29
Минимум СКО	2	5984,3	2,83	0,02	9,18	0,006	90,09	0,0008	1,55
Минимум числа обусловленности	2	5984,3	5,47	0,02	15,26	0,006	90,39	0,0008	4,19

Выполненные исследования показали, что классический МНК обеспечивает ОП результатов измерений порядка 0,6% только при погрешностях ИК менее уровня 1. При увеличении погрешностей ИК до уровня 2, что соответствует ожидаемым в летном эксперименте значениям, погрешности увеличиваются до 3 %.

В дальнейшем при использовании МСИ использовался критерий минимума СКО.

Анализ результатов показал, что проведенное моделирование позволяет рекомендовать интервал измерения длительностью 15–20 с.

**В Главе 4** предложена методика уменьшения влияния погрешностей ИК. Методика основана на применении идеи центрирования регрессоров для всех сигналов, входящих в правую часть уравнения модели объекта. При этом точность оценок повышается за счет улучшения степени обусловленности всей задачи.

Рассмотрим уравнение (4).

Последние два слагаемых целесообразно учесть в явном виде, используя априорную информацию о  $P_{\text{вблх}}$ . Объединим составляющие тяги

$$P_{\text{эф}} = -P_{\text{вх}} + P_{\text{вблх}} \cos \varphi_{\text{дв}}.$$

Тогда уравнение (4) принимает вид:

$$mg n_{xe} = -q S C_{x_0} - q S C_x^\alpha \alpha - q S C_x^{\alpha^2} \alpha^2 + P_{\text{эф}} + f(P_{\text{вблх}0}), \quad (5)$$

где  $f(P_{\text{вблх}0}) = -P_{\text{вблх}0} \sin \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha - \frac{1}{2} P_{\text{вблх}0} \cos \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha^2$  – слагаемое, зависящее от априорного значения выходного импульса  $P_{\text{вблх}0}$ .

Для повышения степени обусловленности задачи выполним такое преобразование, чтобы на интервале обработки регрессоры при параметрах силы сопротивления  $C_{x_0}$ ,  $C_x^\alpha$  и  $C_x^{\alpha^2}$  стали попарно ортогональны по отношению к регрессору при  $P_{\text{эф}}$ , то есть к 1.

Произвольная функция  $x(t)$  ортогональна 1, если ее среднее равно 0.

Следовательно, необходимо выполнить центрирование регрессоров, то есть вычитание оценок среднего на интервале. Это означает, что из обеих частей равенства (5) необходимо вычесть центрирующее слагаемое вида (6)

$$\delta = -S C_{x_0} \cdot m(q) - S' C_x^\alpha m(q\alpha) - S C_x^{\alpha^2} m(q\alpha^2), \quad (6)$$

где  $m(q)$ ,  $m(q\alpha)$ ,  $m(q\alpha^2)$  – оценки средних значений соответствующих сигналов на интервале обработки.

$$m(q\alpha) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \alpha(t_i) q(t_i),$$

$$m(q\alpha^2) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \alpha^2(t_i) q(t_i), \quad (7)$$

$$m(q) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N q(t_i),$$

где  $N$  – число измерений на интервале обработки.

Замысел выполненного преобразования заключается в том, что центрированные регрессоры  $q, q\alpha, q\alpha^2$  являются ортогональными по отношению к регрессору при  $P_{\text{эф}}$ , что улучшает степень обусловленности задачи.

Достоинство рассмотренного преобразования заключается в том, что операция оценки среднего уменьшает погрешности измерения даже при малых  $N$ .

Уравнение (5) принимает вид:

$$\begin{aligned} mgn_{xe} - \delta(\bar{a}) - \delta_1(\bar{a}, k) - \delta_1(\bar{a}, k_3) &= P_{\text{эф}} - S C_{x_0} q^\circ - S C_x^\alpha z_3 - \\ &- S C_x^{\alpha^2} z_4 - S \Delta C_{x_0} m(q) - S \Delta C_x^\alpha m(q\alpha) - \\ &- S \Delta C_x^{\alpha^2} m(q\alpha^2) - S \Delta C_x^\alpha k_1 q^\circ - S \Delta C_x^{\alpha^2} k_2 q^\circ - S \Delta C_x^{\alpha^2} k_3 z_3 + f(P_{\text{вблх}0}) \end{aligned} \quad (8)$$

Тогда регрессоры будут ортогональны, а вносимая при преобразовании погрешность будет влиять только на результаты измерений первых трех параметров.

Анализ результатов показал, что:

при малых погрешностях ИК применение метода центрирования регрессоров в МСИ обеспечивает результаты измерений эффективной тяги и коэффициента аэродинамического сопротивления с ОП до 0,3%, тогда как МСИ до преобразования обеспечивает ОП 1,5 – 4%.

при увеличении погрешностей ИК модифицированный МСИ обеспечивает несмещенные результаты совместных измерений искомых параметров, а уровень случайных погрешностей результатов измерений увеличивается при увеличении погрешностей ИК.

Полученный результат означает, что для уменьшения ОП результатов измерений эффективной тяги СУ на основе предложенного модифицированного МСИ необходимо принять меры для снижения погрешностей ИК скоростного напора и угла атаки.

В разделе также представлена методика, основанная на применении метода предварительного сглаживания данных, позволяющая уменьшить погрешности результатов измерений МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

Метод основан на численном интегрировании уравнения движения ЛА.

В модели движения ЛА рассмотрим следующие уравнения:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[ \left( \frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left( \frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right], \\ \frac{d\beta}{dt} = \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left( \frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left( \frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha, \\ \frac{dV}{dt} = a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta, \\ \frac{dv}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg} v (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \end{array} \right. , \quad (9)$$

где:  $a_x, a_y, a_z$  – ускорения вдоль связанных осей, определяемые формулами

$$\left\{ \begin{array}{l} a_x = g (n_x - \sin v), \\ a_y = g (n_y - \cos v \cos \gamma), \\ a_z = g (n_z + \cos v \sin \gamma). \end{array} \right. \quad (10)$$

$n_x, n_y, n_z$  – продольные ускорения вдоль связанных осей;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – угловые ускорения вдоль связанных осей;  
 $\alpha, \beta, v, \gamma$  – углы атаки, скольжения, тангажа, крена;  
 $V$  – скорость центра масс ЛА.

Особенностью этих уравнений является то, что они являются независимыми относительно аэродинамических коэффициентов ЛА, поскольку ускорения вычисляются через измеряемые перегрузки.

В векторной форме уравнения (9) можно представить  
 $y'(t) = f(y(t), a, u(t))$ ,

Где  $y(t), u(t)$  – выходные и входные сигналы в векторном виде,  
 $a$  – вектор параметров.

Вектор выходных сигналов  $y(t)$  состоит  $\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)$ . Вектор входных сигналов  $u(t)$  включает измеренные значения  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$ .

Условия начального момента  $y(t_0)$  задаются после измерений параметров  $\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)$  в начале участка обработки.

Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений (9) с учетом (10) не обеспечивает уменьшение ОП результатов измерения. Причинами погрешностей результатов измерений являются погрешности измерения  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$ . Для компенсации данной составляющей вводится вектор неизвестных параметров  $a$ , состоящий из погрешностей измерений  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$ :

$$a^T = [C_{\omega_x} C_{\omega_y} C_{\omega_z} C_{n_x} C_{n_y} C_{n_z}]. \quad (11)$$

Модель наблюдений в векторной форме имеет вид:

$$z(t_i) = y(t_i) + \eta(t_i), \quad (12)$$

где  $\eta(t_i)$  – шум наблюдений, с математическим ожиданием  $= 0$  и дисперсионной матрицей  $R$ . Вектор наблюдений дополняется сигналами, производные которых также составляют левую часть уравнения (9):

$$z^T(t) = [\alpha(t), \beta(t), V(t), v(t), \gamma(t)]. \quad (13)$$

При этом минимизируемый функционал соответствует (14)

$$J(a) = \sum_{i=1}^N ((z(t_i) - \hat{y}(t_i, a, u(t_i)))^T R^{-1} (z(t_i) - \hat{y}(t_i, a, u(t_i)))) \quad (14)$$

где  $\hat{y}(t_i, a, u(t_i))$  – выходной сигнал;

$N$  – количество наблюдений на интервале измерений.

Метод позволяет оценивать погрешности измерений  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  и  $n_x, n_y, n_z$ .

При корректной работе системы бортовых измерений степень соответствия измеренных в полете параметров вычисленным в модели позволяет использовать методику в том числе в условиях маневрирования.

Алгоритм сглаживания используется для предварительной фильтрации данных летных испытаний с целью подавления влияния погрешностей ИК на результаты совместного измерения силы тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА.

**В Главе 5** Представлены результаты верификации МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА в условиях воздействия погрешностей ИК при постоянной тяге СУ (Таблица 3), а также при изменении тяги (Таблица 4).

Таблица 3

Результаты совместного измерения при использовании метода предварительного сглаживания

Уровень погрешностей ИК	Тяга, Р, Н		$C_{x0}$		$C_{xa}$		$C_{xa}^2$	
	Измер. значение	ОП, %						
1	5984,3	0,65	0,02	1,43	0,006	0,94	0,0008	0,84
2	5984,3	0,7	0,02	1,55	0,006	1,8	0,0008	1,62

Сформулированы выводы, что предварительное сглаживание повышает точность МСИ. Так, среднее значение ОП измерения при анализе 6 участков без погрешностей ИК составила 0,6%, при погрешностях ИК уровня 1 составила 0,65%, а при погрешностях ИК уровня 2 составила 0,7%. Таким образом, сглаживание обеспечивает ОП результатов измерений эффективной тяги СУ 0,6 – 0,7% в диапазоне погрешностей ИК, ожидаемых в летном эксперименте.

Таблица 4

Результаты совместного измерения при изменении тяги силовой установки

Уровень погрешностей ИК	Тяга, Р, Н		$C_{x0}$		$C_{xa}$		$C_{xa}^2$	
	Измер. значение	ОП, %						
0	7382,9	9,90	0,02	31,49	0,006	0,37	0,0008	0,25
1	7001,9	18,36	0,02	78,20	0,006	0,50	0,0008	0,39

При изменении тяги СУ, при отсутствии погрешностей ИК, ОП оценки тяги составила 11,25%, а при погрешностях ИК уровня 1 увеличилась до 15,62%. Таким образом, увеличились ОП относительно случая неизменной тяги (ОП составляли 0,4 – 0,7% для всего ожидаемого диапазона погрешностей ИК).

Анализ результатов применения метода центрирования регрессоров в МСИ позволил сформулировать выводы:

при отсутствии погрешностей ИК среднее значение ОП результатов измерений эффективной тяги СУ составила 9,9%;

при погрешностях ИК уровня 1 среднее значение ОП результатов измерений эффективной тяги СУ составила 18,36%.

Таким образом, изменение тяги СУ увеличивает ОП результата совместного измерений до неприемлемых значений.

Для достижения приемлемой точности совместного измерения предложено использование априорной информации о чувствительности тяги по числу  $M$ . При данном подходе изменение тяги вследствие изменения числа  $M$  учитывается только за счет априорной газодинамической модели, точность которой в части функции чувствительности определяет точность конечного результата.

Проведена верификация МСИ при различных уровнях погрешностей ИК с использованием априорной информации об изменении эффективной тяги СУ на участке проведения измерений.

Анализ показывает следующее:

ОП результатов измерений эффективной тяги СУ по 4 участкам при априорной информации об изменении эффективной тяги СУ на участке проведения измерений 0% при погрешностях ИК уровней 0, 1, 2 составляют соответственно 0,34%, 0,22% и 0,32%;

ОП результатов измерений эффективной тяги СУ по 4 участкам при априорной информации об изменении эффективной тяги СУ на участке проведения измерений 4,5% при погрешностях ИК уровней 0, 1, 2 составляют соответственно 0,8%, 0,53%, 0,67%.

Таким образом, ОП результатов измерения эффективной тяги СУ не превышают 1 % при априорной информации об изменении эффективной тяги СУ на участке проведения измерений  $dP/dM$  не более 4,5%. Вместе с тем, ограничением методики являются повышенные требования к точности модели СУ в части расчета чувствительности тяги по числу  $M$ .

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В результате исследований решены научные измерительные задачи по достижению требуемой точности МСИ эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА в полете при постоянной тяге СУ, а также при её изменении.

Выполненные в диссертационной работе исследования позволили получить научные результаты.

1. Разработана методика обоснования выбора оптимальной длительности совместных измерений на основе анализа СКО результатов измерений при изменении длительности временного интервала измерений. Обоснован выбор длительности измерения в интервале 15 – 20 с.

2. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности результатов совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе применения метода центрирования регрессоров. Центрирование регрессоров обеспечивает ОП измерения тяги не более 1,3 % для погрешностей ИК, ожидаемых в летном эксперименте.

3. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности совместных измерений эффективной тяги СУ и аэродинамического сопротивления ЛА на основе применения метода предварительного сглаживания результатов совместных

измерений. Предварительное сглаживание обеспечивает ОП измерения тяги не более 0,7 % для погрешностей ИК, ожидаемых в летном эксперименте.

4. Разработана методика, позволяющая уменьшить погрешности результатов совместных измерений при изменении значений тяги на участке измерения, основанная на использовании априорной информации об изменении эффективной тяги силовой установки при изменении числа Маха. При априорной информации об изменении эффективной тяги СУ на участке проведения измерений  $dP/dM$  не более 4,5 % ОП измерения эффективной тяги СУ не превышает 1 %.

Представленные выводы основаны на анализе результатов моделирования, полученных с использованием полунатурного пилотажного стенда. Дальнейшие исследования по теме работы могут заключаться в проведении анализа результатов летных испытаний авиационной техники.

### **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ**

1. Яцко А.А., Пушков С.Г., Корсун О.Н. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в лётных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. Т. 16, № 11, 2015. С. 771 – 775. (1,0 п.л. / 0,25 п.л.).

2. Influence of atmospheric parameters on aircraft characteristics / A.A.Yatsko [et al.] // IOP Conference Series. Materials Science and Engineering. 2019. Moscow. Vol. 476, Issue 1. P. 1 – 5 (0,8 п.л. / 0,2 п.л.).

3. Яцко А.А. Оценка эффективности алгоритма сглаживания данных в решении задачи повышения точности метода совместных измерений // Вестник метролога. 2022. № 1. С. 18 – 21. (0,7 п.л.).

4. Яцко А.А., Корсун О.Н. Методика подтверждения тактико-технических характеристик летательного аппарата // Сборник трудов XII Межведомственной научно-теоретической конференции «Вооружение и экономика», ФГБУ «46 Центральный научно-исследовательский институт» Минобороны России, 2019. Москва. С. 332 – 341. (0,8 п.л. / 0,4 п.л.).

5. Яцко А.А., Корсун О.Н., Мотлич П.А. Методика обработки полетных данных при отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления // Моделирование авиационных систем.: Материалы Всероссийской научно-практической конференции. Москва. 2013. С. 116-117. (0,7 п.л. / 0,2 п.л.).

6. Яцко А.А., Корсун О.Н., Мотлич П.А. Алгоритмы отдельной идентификации тяги и сопротивления, устойчивые к воздействию погрешностей бортовых измерений // Проблемы отдельной идентификации эффективной тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления.: Материалы Международного авиационно-космического научно-гуманитарного семинара им. С.М. Белоцерковского. Москва. 2014. С. 108 - 109. (0,6 п.л. / 0,2 п.л.).

7. Яцко А.А. Анализ методов оценивания тяги двигателей. // Авиационные системы в XXI веке.: Тез. докл. Всероссийской научно-технической конференции. Москва. 2016. С. 175 - 178. (0,7 п.л.).

8. Оценивание точностных характеристик алгоритма отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления по результатам стендового моделирования / А.А. Яцко [и др.] // Научные чтения по авиации, посвящённые памяти профессора Н.Е. Жуковского.: Тез. докл. XI Всероссийской научно-технической конференции. Москва. 2014. С 94 – 98. (0,8 п.л. / 0,2 п.л.).

9. Яцко А.А., Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Отдельная идентификация эффективной тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний при воздействии шумов измерений // Идентификация систем и задачи управления.: Труды X Международной конференции. Труды X Международной конференции. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова. 2015. Москва. С. 1032-1042. (0,9 п.л. / 0,3 п.л.).