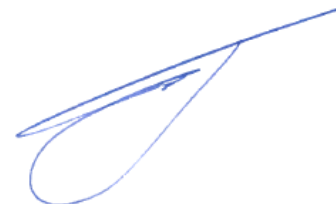


Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Приходько Станислав Юрьевич

**МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ ТЯГИ
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ**

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: Корсун Олег Николаевич,
доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: Кубланов Михаил Семенович,
доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры ФГБОУ ВО
«Московский государственный технический
университет гражданской авиации»

Макаров Владимир Евгеньевич,
кандидат физико-математических наук,
начальник отдела ФГУП
«ЦИАМ им. П.И. Баранова»

Ведущая организация: АО «ЛИИ им. М.М. Громова»

Защита состоится 22 ноября 2018 года в 16 часов на заседании Диссертационного совета Д 212.125.12 в Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=93442.

Автореферат разослан «__» _____ 2018 г.

Ваш отзыв в 2-х экземплярах, заверенный гербовой печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4 ученому секретарю Диссертационного совета Д 212.125.12.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12 к.т.н.,

доцент

 А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность исследования. На всех основных этапах жизненного цикла воздушного судна значение эффективной тяги силовой установки является важнейшей характеристикой летательного аппарата.

При известных значениях тяги силовой установки существенно упрощается:

вычисление летно-технических характеристик воздушного судна, в целях установления возможного их несоответствия заявленным данным;

проведение летных испытаний;

формирование математических моделей, используемых при создании средств технического обучения;

определение параметров движения воздушного судна при расследовании авиационных происшествий.

Поэтому оценивание эффективной тяги силовой установки является важной задачей.

При проведении наземных стендовых испытаний невозможно учесть интеграцию планера и силовой установки летательного аппарата и в полной мере воспроизвести условия полета.

Методические погрешности расчетных методов, основанных на газодинамических моделях, обусловлены общей проблемой отсутствия точного соответствия модели и объекта исследования, а также тем обстоятельством, что при настройке этих моделей в качестве источника априорной информации используются данные наземных стендовых испытаний.

Для уточнения газодинамических моделей и расчета тяги могут применяться данные летных испытаний, но это требует нештатной доработки двигателей для установки необходимого набора датчиков. Этот способ в отечественной практике в последние годы применяется редко в силу высокой стоимости и трудоемкости.

В современной практике оценивания тяги двигателя как в отечественном, так и зарубежном авиастроении можно указать следующие недостатки:

в ходе стендовых испытаний не учитывается интерференция силовой установки и планера воздушного судна (не определяется эффективная тяга);

в процессе проведения летных испытаний необходимо вносить изменения в конструкцию двигателя;

существующим расчетным методам свойственна зависимость от ограничений, присущих наземным стендовым испытаниям.

Для устранения выявленных недостатков предлагается использование подхода, основанного на совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамических коэффициентов с применением

алгоритма получения отдельных оценок сил эффективной тяги силовой установки на основе методов динамики полета и теории идентификации систем.

Объектом исследования в настоящей работе является летательный аппарат с силовой установкой при ее фактическом компоновочном размещении на воздушном судне.

Предметом исследования в настоящей работе являются процедуры оценивания эффективной тяги силовой установки летательного аппарата.

Рамки исследования:

исследование проведено для газотурбинных двигателей;

методы совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления сформированы на методологических основах динамики полета;

алгоритмы обработки полетных данных разработаны на основе теории идентификации динамических систем;

проверка работоспособности методики оценивания эффективной тяги силовой установки выполнена с использованием пилотажного стенда, а также данных летных испытаний.

Целью диссертационной работы является разработка методики совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления с применением алгоритма получения отдельных оценок сил эффективной тяги силовой установки в эксплуатационной области режимов полета, а также оценка точности результатов расчетов параметров полета летательного аппарата, полученных на пилотажном стенде и в ходе летных испытаний.

Для достижения цели в диссертационной работе решаются следующие **задачи:**

1. Анализ существующих методов оценивания эффективной тяги двигателя.

2. Разработка методического аппарата идентификации эффективной тяги двигателя по данным натурного эксперимента.

3. Верификация разработанной методики по результатам моделирования на пилотажном стенде и по данным летных испытаний.

Методами исследования в диссертационной работе являются методы динамики полета, теория идентификации динамических систем, методы математического и полунатурного моделирования движения воздушного судна, а также методы моделирования рабочих процессов в газотурбинном двигателе.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, гарантируется:

корректным использованием метода максимума правдоподобия на основе настраиваемой модели в условиях шумов измерений в предлагаемом алгоритме получения оценок абсолютных значений эффективной силы тяги силовой

установки, метода наименьших квадратов для получения оценок приращений эффективной силы тяги силовой установки;

согласованием теоретических выводов с результатами моделирования на пилотажном стенде и по данным летного эксперимента.

Научная новизна результатов диссертационной работы состоит в следующем:

1. Предложен новый метод совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления с применением алгоритма получения отдельных оценок силы эффективной тяги силовой установки при постоянном режиме работы двигателя. Выполнение условий идентифицируемости основано на реализации специального тестового полетного маневра.

2. Разработан новый метод оценивания приращений эффективной тяги при изменении режима работы двигателя, состоящий в последовательном использовании специального тестового полетного маневра и алгоритма обработки полученных экспериментальных данных.

3. Получены оценки точностных характеристик метода совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления.

Практическая значимость диссертационной работы.

1. Разработан новый метод совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления, позволяющий получать оценки эффективной тяги по данным летных экспериментов.

2. Разработан новый метод, позволяющий проводить оценку приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателя по данным летных экспериментов.

3. Разработана методика проведения летных экспериментов по оцениванию эффективной тяги силовой установки на основе методов, предложенных в работе.

На защиту выносятся:

1. Методика совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления, состоящая в следующем:

алгоритм получения отдельных оценок силы эффективной тяги силовой установки при постоянном режиме работы двигателя, основанный на принципе максимума правдоподобия;

метод оценивания приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателя;

специальные тестовые полетные маневры и методические рекомендации по их выполнению.

2. Результаты оценки точности предложенных методов идентификации эффективной тяги силовой установки.

Апробация основных результатов работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Всероссийской научно-практической конференции «Моделирование авиационных систем» (г. Москва, 2013 г.), Второй Всероссийской научно-технической конференции «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами» (г. Москва, 2015 г.), Восьмом Международном Аэрокосмическом Конгрессе IAC'15 (г. Москва, 2015 г.), Научных чтениях по авиации, посвященных памяти Н.Е. Жуковского (г. Москва, 2016 г.), Юбилейной всероссийской научно-технической конференции "Авиационные системы в XXI веке" (г. Москва, 2016 г.), XII Международном симпозиуме «INTELLIGENT SYSTEMS-2016» INTELS'2016 (г. Москва, 2016 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 11 научных работ. Основное содержание диссертационного исследования отражено в 5 опубликованных статьях, из которых 4 в печатных работах изданий, включенных решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий (2 из этих изданий посвящены научной специальности 05.07.00, 1 входит в рекомендованный ВАК РФ перечень изданий и 1 входит в международную реферативную базу данных или систему цитирования), а также в 6 тезисах докладов.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, трех разделов, заключения, списка сокращений, списка литературы и 4 приложений. Объем диссертации составляет 135 страниц. Работа включает 34 рисунка и 7 таблиц. Список литературы содержит 70 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обосновывается актуальность работы, формулируется тема и цель работы, кратко анализируется состояние вопроса по теме диссертации, определяются задачи и методы исследования, отмечаются научная новизна, практическая значимость работы и основные положения, выносимые на защиту, кратко излагается структура и объем работы.

В **первом разделе** приведена общая характеристика области и предмета исследования в диссертации, проведен анализ существующих отечественных и иностранных методик оценивания тяги газотурбинных двигателей, а также теоретических подходов ее определения, сформированы основные направления в исследовании.

Оценивание силы тяги силовой установки является одной из основных задач летных испытаний самолетов. Во-первых, сила тяги является важнейшим параметром, от которого зависят основные ЛТХ самолета, определяющие его конкурентоспособность и боевые возможности, во-вторых, оценки тяги необходимы для проверки и уточнения математических моделей двигателей,

создаваемых до начала этапа летных испытаний, проверки эффективности принятых на этапе проектирования технических решений. Сложность задачи определения тяги заключается в том, что в летном эксперименте векторы сил тяги двигателей и аэродинамического сопротивления самолета близки к коллинеарным. С точки зрения теории идентификации систем это означает их линейную зависимость и, следовательно, нарушение условия раздельной идентифицируемости. Другими словами, по данным летных испытаний оценивается сумма сил тяги и сопротивления, но не значения каждой из этих составляющих. Этим объясняется широкое распространение на практике метода определения тяги по данным летного эксперимента, заключающегося в том, что сила аэродинамического сопротивления полагается априорно известной, например, по результатам продувок в аэродинамических трубах, и тогда тяга легко оценивается. В отдельных случаях, напротив, постулируется достоверное знание тяги, например, согласно модели, поставленной разработчиком двигателя, что и позволяет найти оценку силы сопротивления. Очевидно, такой подход полностью зависит от правильности принятого допущения.

При этом в летных испытаниях задача оценивания эффективной тяги силовой установки встречает значительные трудности, главной из которых является невозможность разделения оценок сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления ЛА. Традиционно основными подходами к оцениванию тяги являются наземные стендовые испытания, а также применение газодинамических моделей двигателей.

Существующие расчетные методы не позволяют оценить в достаточных объемах эффективную силу тяги силовой установки. В связи с этим на данный момент времени единственным средством, позволяющим объективно оценить степень сходимости теоретических выводов с реально полученными результатами, являются испытания.

Следует отметить, что конструкция современных воздушных судов предполагает высокую степень интеграции силовой установки и планера. В условиях стендовых испытаний не всегда возможно смоделировать условия летной эксплуатации как установившихся, так и переходных режимов работы двигателя, и, как следствие, получить данные эксперимента (тяга и расход воздуха), соответствующие реальному полету.

При проведении летных испытаний в отечественной практике широкое применение получил газодинамический метод, заключающийся в измерении газодинамических параметров работы силовой установки в полете (расход воздуха через двигатель, газодинамические параметры в различных сечениях его проточной части и площадь сопла).

Полученные данные позволяют определить параметры течения реактивной струи и вычислить эффективную тягу силовой установки, однако в

большинстве случаев это требует установки дополнительных датчиков, не предусмотренных штатным техническим обликом двигателя.

Поскольку штатный технический облик двигателя не предусматривает требуемого числа датчиков, двигатель до начала испытаний дорабатывается специальным образом. Более того, в целях учета неравномерностей потока газовой смеси в основных сечениях двигателя необходимо установить дополнительные поля датчиков, достаточно полно охватывающих всю плоскость сечения.

Таким образом, анализ отечественного опыта оценивания тяги двигателя показывает, что имеется два основных подхода к оцениванию тяги двигателей в испытаниях, каждому из которых присущи собственные недостатки:

при проведении стендовых наземных испытаниях не удается в полной мере воспроизвести условия полета;

для летных испытаний требуются специализированные нештатные доработки двигателей для установки датчиков давления и температуры в основных сечениях газодинамического тракта ГТД;

невозможно измерить все поле скоростей в связи с конструктивными особенностями сечений ГТД.

В то же время рассматриваемые методы обладают следующими достоинствами:

в условиях стендовых испытаний появляется возможность оборудовать двигатель большим количеством измерительной аппаратуры;

в процессе наземных испытаний оперативно производятся доводочные работы исследуемого образца;

при проведении летных испытаний оценивание тяги производится в реальных условиях полета.

Анализ открытых источников зарубежной печати показал, что для определения установившейся тяги двигателя используются несколько методов, в основе которых лежит тот же традиционный газодинамический подход.

На основе вышеизложенного сделан следующий вывод. В мировой практике для оценивания тяги силовой установки широкое распространение получило использование газодинамических моделей, основанных на общей теории газотурбинных двигателей. Исходными данными для таких моделей являются сведения о конструкции двигателя, результаты наземных стендовых испытаний и измерения, выполненные в полете на двигателях, специально доработанных для установки дополнительных датчиков.

В отечественных работах по анализу данных летных испытаний разработан Поплавским Б.К. принципиально другой подход, основанный на теории идентификации динамических систем. Сущность данного метода заключается в раздельном определении суммарной тяги и аэродинамического сопротивления по результатам измерений, выполненных в дискретные

равноотстоящие моменты времени. Это достигается за счет формирования испытательного тестового режима, позволяющего обеспечить линейную независимость векторов тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления на участке анализа.

Для регуляризации задачи идентификации предложен метод инвариантных линейных преобразований. Решение основывается на применении оптимальных линейных преобразований измерений на скользящем базовом интервале и построении оптимальных по выбранному критерию их оценок. При этом регуляризация возможной некорректности решаемых задач достигается за счет использования априорной информации и уравнений движения воздушного судна.

Стоит отметить, на неустановившихся режимах полета, которые рассматривались как наиболее информативные, не удалось получить устойчивых оценок сил тяги и аэродинамического сопротивления.

В работе планируется развивать направление совместной идентификации сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата с разработкой алгоритмов отдельного их оценивания по данным летных экспериментов.

При проведении летных испытаний должен быть получен стандартный набор измеряемых параметров воздушного судна, который будет использован в разрабатываемом алгоритме оценивания тяги силовой установки.

В то же время при реализации предлагаемого подхода должна использоваться априорная информация об исследуемом двигателе.

С целью расчета априорных значений характеристик газотурбинных двигателей в настоящем исследовании предполагается использование программного комплекса «Диалоговая система «Двигатель», разработанного ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова. Программный комплекс позволяет проводить расчет основных параметров ГТД и в дальнейшем использовать их в качестве источника априорной информации при исследовании тяги силовой установки.

Существенным достоинством рассматриваемого программного комплекса является возможность расчета параметров силовой установки в составе воздушного судна. При этом, необходимым условием достоверности получаемых данных является выбор корректных исходных начальных условий.

В силу плохой обусловленности задачи разделения тяги силовой установки и аэродинамической продольной силы, необходимо выполнение специально подобранных тестовых полетных маневров. Реализация таких маневров позволит улучшить степень идентифицируемости в рассматриваемой задаче, повысить устойчивость и точность оценок силы тяги силовой установки.

Во **втором разделе** диссертации разработаны методы отдельного оценивания тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления воздушного судна. Решение задачи реализовано следующим образом:

определены необходимые условия совместной идентифицируемости; по данным летного эксперимента выполнено преобразование модели объекта к удобному для идентификации виду; разработан алгоритм получения отдельной оценки силы тяги силовой установки на основе настраиваемой модели и метода максимума правдоподобия; разработан метод оценивания приращения эффективной силы тяги при изменении режима работы двигателей; разработана методика выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки.

Проведенные исследования показали, что для обеспечения идентифицируемости необходимо изменять скорость полета воздушного судна. При этом изменение относительно установившегося значения должно быть незначительным (точное значение зависит от типа двигателя и режима полета). Данное условие необходимо для изменения составляющих вектора перегрузки n_x и скоростного напора при условии постоянства силы тяги двигателей на интервале обработки.

Изменение скорости при постоянном режиме работы двигателей возможно достичь, например, посредством выполнения последовательных серий пикирований и кабрирований с малыми углами наклона траектории. Изменение угла атаки при переходных процессах использовано для обеспечения идентифицируемости параметров, связанных с углом атаки. За счет относительно высокочастотных дач ручкой управления самолетом происходит разделение движения на короткопериодическое (по углу атаки α) и длиннопериодическое (по высоте H и скорости полета V).

Для обработки данных, полученных в условиях реальных полетов, тяга силовой установки представлена через входной $P_{вх}$ и выходной $P_{вых}$ импульсы.

Под входным импульсом $P_{вх}$ в работе принималась сила, возникающая при воздействии набегающего потока на входное устройство силовой установки и направленная вдоль оси полусвязанной системы координат.

Выходной импульс $P_{вых}$ силовой установки – это сила, направленная вдоль оси выходного устройства двигателя, которая является реакцией на высокоскоростную газовую струю, исходящую из выходного устройства (реактивного сопла) ГТД.

В процессе работы получены уравнения идентификации тяги силовой установки по данным летного эксперимента

$$\begin{aligned}
 n_x(t) &= -\frac{1}{mg} q(t) S \cos \alpha(t) (c_{x0} + c_x^\alpha \alpha(t) + c_x^{\alpha^2} \alpha^2(t)) - \frac{P_{вх}}{mg} \cos \alpha(t) + \frac{P_{вых}}{mg} \cos \varphi_{0\alpha} + \\
 &+ \frac{1}{mg} q(t) S \sin \alpha(t) (c_{y0} + c_y^\alpha \alpha(t) + c_y^{\delta_B} \delta_B(t)); \\
 n_y(t) &= -\frac{1}{mg} q(t) S \sin \alpha(t) (c_{x0} + c_x^\alpha \alpha(t) + c_x^{\alpha^2} \alpha^2(t)) + \frac{P_{вх}}{mg} \sin \alpha(t) + \frac{P_{вых}}{mg} \sin \varphi_{0\alpha} +
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$+ \frac{1}{mg} q(t) S \cos \alpha(t) (c_{y0} + c_y^\alpha \alpha(t) + c_y^{\delta_B} \delta_B(t)).$$

В силу того, что в данной задаче входной импульс $P_{\text{вх}}$ практически невозможно определить методами идентификации, целесообразно задаться его значением согласно газодинамической модели ГТД.

Для определения оценок коэффициентов силы аэродинамического сопротивления и выходного импульса $P_{\text{вых}}$ использованы стандартные численные методы (наименьших квадратов, максимума правдоподобия при наличии шумов объекта).

Проведенные исследования показали, что оценки выполненные методом наименьших квадратов чувствительны к погрешностям измерений.

С целью обеспечения достоверных результатов оценок значений тяги силовой установки, разработан метод устойчивый к шумам измерений на основе настраиваемой модели и метода максимума правдоподобия.

Для применения метода максимума правдоподобия задача параметрической идентификации сформулирована в следующем виде

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)), \quad (2)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \eta(t_i), \quad (3)$$

где $y(t), u(t)$ - векторы выходных и входных сигналов размерности n и m соответственно,

$z(t_i)$ - вектор наблюдений размерности r ,

$\eta(t_i)$ - шум наблюдений, представляющий собой векторную нормальную случайную последовательность типа белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсионной матрицей $R(t_i)$,

a - вектор неизвестных параметров, подлежащий идентификации.

Решение задачи раздельной оценки силы тяги силовой установки на основе рассмотренного метода максимума правдоподобия требует определения векторов входного, выходного сигналов, а также вектора наблюдений.

Из общей системы уравнений пространственного движения ЛА в рамках разрабатываемого алгоритма выделены три уравнения, включающие проекции на оси скоростной системы координат относительно скорости полета, угла атаки и угла скольжения (V, α, β)

$$\frac{dV(t)}{dt} = a_x(t) \cos \alpha(t) \cos \beta(t) - a_y(t) \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + a_z(t) \sin \beta(t);$$

$$\frac{d\alpha(t)}{dt} = \omega_z(t) + (\omega_y(t) \sin \alpha(t) - \omega_x(t) \cos \alpha(t)) \tan \beta(t) -$$

$$- \frac{1}{V(t) \cos \beta(t)} (a_x(t) \sin \alpha(t) + a_y(t) \cos \alpha(t)); \quad (4)$$

$$\dot{\gamma}(t) = \omega_y(t) \sin \gamma(t) + \omega_z(t) \cos \gamma(t).$$

В системе уравнений (4) $a_x(t)$, $a_y(t)$, $a_z(t)$ являются проекциями ускорений на оси связанной системы координат

$$\begin{aligned} a_x(t) &= g(n_x(t) - \sin \vartheta(t)); \\ a_y(t) &= g(n_y(t) - \cos \vartheta(t) \cos \gamma(t)); \\ a_z(t) &= g(n_z(t) + \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t)). \end{aligned} \quad (5)$$

Функции, полученные по результатам измерений, объединены в вектор $u(t_i)$
 $u(t_i) = [n_z(t_i) \omega_x(t_i) \omega_y(t_i) \omega_z(t_i) \gamma(t_i) \beta(t_i)]$.

В вектор $u(t_i)$ наряду с сигналами бокового движения включена также угловая скорость $\omega_z(t_i)$, необходимая для решения системы уравнений (4).

Для вычисления проекций перегрузки $n_x(t_i)$ и $n_y(t_i)$ на оси связанной системы координат использованы выражения (1).

При малых углах атаки значения функции $\cos \alpha(t)$ приближены к единице и, следовательно, раздельное оценивание входного и выходного импульсов невозможно.

Для обеспечения работоспособности предлагаемого алгоритма приняты следующие допущения:

значение входного импульса $P_{\text{вх}}$ задается согласно априорным характеристикам ГТД. Следовательно, оцениванию подлежит только выходной импульс $P_{\text{вых}}$;

при малых углах атаки значение параметра $C_y^{\delta_B}$, характеризующего подъемную силу руля высоты, взято из банка аэродинамических характеристик, а не определено посредством идентификации, поскольку погрешность может оказаться выше априорных данных.

С учетом вышеизложенного вектор параметров, подлежащих оцениванию, имеет вид

$$a^T = [C_{x_0} \ C_x^\alpha \ C_x^{\alpha^2} \ P_{\text{вых}} \ C_{y_0} \ C_y^\alpha]. \quad (6)$$

В вектор наблюдений входят угол тангажа $\vartheta(t_i)$, продольная перегрузка $n_x(t_i)$, угол атаки $\alpha(t_i)$, нормальная перегрузка $n_y(t_i)$, скорость полета $V(t_i)$.

Система уравнений для модели наблюдений принимает вид

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \vartheta(t_i) + \xi_{\vartheta}(t_i); \\ z_2(t_i) &= n_x(t_i) + \xi_{n_x}(t_i); \\ z_3(t_i) &= \alpha(t_i) + \xi_{\alpha}(t_i); \\ z_4(t_i) &= n_y(t_i) + \xi_{n_y}(t_i); \\ z_5(t_i) &= V(t_i) + \xi_V(t_i). \end{aligned} \quad (7)$$

В процессе идентификации значения $\vartheta(t_i)$, $\alpha(t_i)$, $V(t_i)$ получены путем численного интегрирования дифференциальных уравнений (4) с учетом выражений (5) и (1).

Рассмотренные выше уравнения соответствуют спокойной атмосфере без ветра и турбулентности, поэтому истинная воздушная скорость и инерциальная скорость совпадают и равны $V(t_i)$.

Некорректную задачу предложено решать путем оценивания абсолютного значения эффективной тяги силовой установки. Сложность решения данной задачи обусловлена ее высокой чувствительностью к влиянию шумов измерений летных параметров.

В работе предложен второй способ решения некорректной задачи посредством перехода к корректной задаче за счет изменения ее первоначальной формулировки.

Зависимость получаемых данных от погрешностей летного эксперимента уменьшается за счет отказа от оценивания абсолютного значения тяги силовой установки и перехода к оцениванию приращений тяги при изменении режимов работы двигателей.

При разработке метода в качестве исходного режима приняты следующие условия:

прямолинейный горизонтальный полет с постоянной скоростью;
режим работы двигателей постоянный.

В этом случае уравнение проекций сил на полусвязанную ось OX_e с учетом тригонометрических преобразований и разложения, которые достаточно точно выполняются при малых $\Delta\alpha$, принимает вид

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha - qS c_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) - \frac{1}{2} P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) \Delta\alpha^2 - P_{вых} \sin(\varphi_{дв} + \alpha_0) \Delta\alpha, \quad (8)$$

где $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_0$.

В работе сумма входного и выходного импульсов обозначена

$$P_{эф} = -P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) \quad (9)$$

По физическому смыслу $P_{эф}$ есть проекция эффективной тяги на ось OX_e полусвязанной системы координат.

При малых $\varphi_{дв}$ и α уравнение (9) переходит в известную приближенную формулу для эффективной тяги

$$P_{эф} \approx -P_{вх} + P_{вых}. \quad (10)$$

Уравнение (8) с учетом выражения (9) и $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$ приняло вид

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_o} - qS c_x^\alpha \alpha_0 - qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 - qS c_x^\alpha \Delta\alpha - qS c_x^{\alpha^2} \Delta\alpha^2 - 2qS c_x^{\alpha^2} \alpha \Delta\alpha + P_{эф} - \frac{1}{2} P_{вых} \cos(\varphi_{\delta в} + \alpha_0) \Delta\alpha^2 - P_{вых} \sin(\varphi_{\delta в} + \alpha_0) \Delta\alpha. \quad (11)$$

Для начального установившегося режима (рисунок 1), в котором угол атаки $\alpha = \alpha_0$ и $\Delta\alpha = 0$, уравнение (11) имеет вид

$$m g n_{x_{e0}} = -qS c_{x_o} - qS c_x^\alpha \alpha_0 - qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 + P_{эф}. \quad (12)$$

С целью оценивания приращения эффективной тяги силовой установки необходимо в установившемся прямолинейном горизонтальном полете (Рисунок 1) путем отклонения РУД увеличить тягу, а затем перевести самолет в прямолинейный набор высоты с тем же числом M и углом атаки α_0 длительностью 2...3 с (Рисунок 2).

При этом эффективная тяга изменяется, а сила сопротивления, зависящая от M и α_0 , остается постоянной.

В силу малой продолжительности маневра изменение высоты незначительно, поэтому движение с постоянной скоростью (числом M) означает постоянство скоростного напора q . В данном случае влиянием высоты на тягу двигателей можно пренебречь.

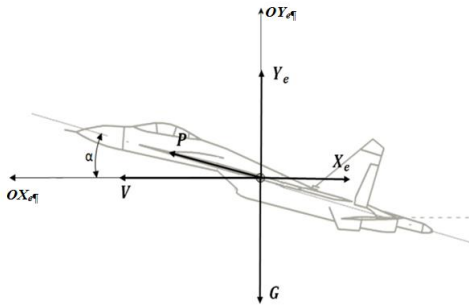


Рисунок 1 – Сбалансированное движение в прямолинейном горизонтальном полете

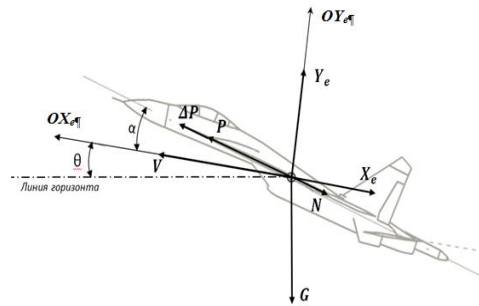


Рисунок 2 – Прямолинейный набор высоты с постоянным углом наклона траектории

Для другого момента времени определены точки траектории, на которых $\alpha = \alpha_0$. При этих условиях выражение (12) имеет вид

$$m g n_{x_{e1}} = -qS c_{x_o} - qS c_x^\alpha \alpha_0 - qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 + P_{эф1}. \quad (13)$$

Выражение для оценки приращения эффективной тяги при изменении режима работы двигателя на заданной высоте H при постоянном числе M является разностью уравнений (13) и (12)

$$m g (n_{x_{e1}} - n_{x_{e0}}) = P_{эф1} - P_{эф} = \Delta P_{эф}. \quad (14)$$

Корректность оценки (14) зависит от того, насколько точно выполнены условия равенства углов атаки и скоростных напоров в выбранных точках ($\alpha \approx \alpha_0, q \approx q_0 \approx q_1$).

Для повышения точности оценок целесообразно выбрать несколько пар точек, а в качестве окончательной оценки использовать среднее значение $\Delta P_{эф}$.

Таким образом, важное условие работоспособности алгоритма состоит в том, чтобы на обоих участках маневра (горизонтальном и восходящем) располагались точки с одинаковыми значениями угла атаки ($\alpha \approx \alpha_0$) и скоростного напора ($q \approx q_0$). Для повышения вероятности такого совпадения целесообразно до начала маневра на горизонтальном участке выполнить дачи РУС по тангажу с приращениями угла атаки $\pm(2-3)$ градуса. Такие же дачи следует выполнить в конце восходящего участка.

В работе разработана методика выполнения летных экспериментов, позволяющая получить оценки абсолютного значения и приращения эффективной силы тяги силовой установки на основе процедур идентификации.

В третьем разделе работы приведены результаты исследования алгоритмов и определение их точностных характеристик.

Проведенное моделирование для расчета характеристик авиационного двигателя АИ-222-25 в среде программного комплекса «Диалог», разработанного ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, позволило определить его характеристики, которые могут использоваться в качестве априорных данных для разработанных в работе алгоритмов идентификации эффективной тяги силовой установки.

В работе проведена оценка погрешностей при использовании априорных данных, рассчитанных по газодинамической модели.

Учет слагаемых $P_{вых} \sin \varphi_{дв} \cdot \alpha, \frac{1}{2} P_{вых} \cos \varphi_{дв} \cdot \alpha^2$ при уровне погрешности априорной оценки $P_{вых}$, составляющей 10%, приводит к относительным погрешностям оценки $P_{вых}$ до 0,15%.

Исходя из этого, такой уровень погрешностей является допустимым. В общем случае оценивание выполняется итерационно, путем повторного расчета слагаемых, содержащих $P_{вых}$, и подстановки уточненных значений $P_{вых}$.

С целью верификации разработанного алгоритма оценивания эффективной тяги силовой установки в условиях воздействия шумов измерений на основе метода максимума правдоподобия определены параметры полета воздушного судна.

Решение поставленной задачи выполнено на примере модели самолета МиГ-АТ. При этом реализация модели основана на использовании банка аэродинамических коэффициентов и алгоритмов комплексной системы управления самолетом.

Основным условием проведения идентификации является постоянство значения эффективной тяги силовой установки.

Реализация алгоритма, разработанного в разделе 2, выполнена с использованием пилотажного стенда, имитирующего полет на самолете МиГ-АТ, в условиях воздействия шумов, соответствующих реальному летному эксперименту.

После отработки программы тестовых маневров получены параметры полета, которые в дальнейшем обработаны на ЭВМ с использованием программного комплекса «Angraph_MMP».

Идентификация по полученным данным выполнена методом максимума правдоподобия.

Алгоритм, реализованный в «Angraph_MMP», предполагает численное интегрирование математической модели движения самолета, поэтому одновременно с идентификацией выполняется сглаживание.

Применяемая модель объекта нелинейная, поэтому для идентификации используется модификация известного метода Ньютона, предназначенного для поиска функционала с нелинейными моделями объекта. Процесс идентификации является итерационным, в отличие от классического МНК, и зависит от ошибок начальных приближений. В проводимых исследованиях ошибки априорных значений идентифицируемых параметров приняты на общепринятом для таких методов уровне 20...30%.

Для получения усредненных значений тяги силовой установки и аэродинамических коэффициентов выполнено шесть идентичных тестовых полетных маневров с одинаковыми начальными условиями.

При проведении расчетов шумы измерений смоделированы с применением нормально распределенных независимых случайных величин, имеющих нулевое математическое ожидание и среднеквадратические отклонения. В качестве независимых случайных величин использованы значения продольной и нормальной перегрузок, угла атаки и воздушной скорости.

Значения среднеквадратических отклонений погрешностей измерений случайных величин отличаются для шумов по уровням 1 и 2.

Для шума по уровню 1 среднеквадратичное отклонение погрешностей измерений составляет 0,001 ед. перегрузки, 0,06 градуса и 0,9 км/ч, а для шума по уровню 2 - 0,002 ед. перегрузки, 1,25 градуса и 1,8 км/ч.

Рассматриваемый алгоритм предполагает отдельное оценивание эффективной тяги силовой установки и аэродинамических коэффициентов сопротивления. В рамках проводимых в работе исследований анализу подлежали результаты идентификации эффективной тяги силовой установки и возникающие при этом погрешности.

Полученные результаты показывают, что при расчетах методом максимума правдоподобия обеспечивается хорошая точность идентификации тяги 0,43% при малых уровнях шумов, и удовлетворительная точность 1,15% в диапазоне шумов измерений, ожидаемых в летном эксперименте (шумы по уровню 2).

Анализ полученных результатов показал, что относительные погрешности при определении аэродинамических коэффициентов C_x^α и $C_x^{\alpha^2}$ не оказали существенного влияния на точность идентификации эффективной тяги силовой установки.

Для сравнения результатов идентификации, полученных методом максимума правдоподобия, проведены вычисления МНК без предварительного сглаживания.

В качестве исходных данных, заданных для решения поставленной задачи, приняты значения шумов измерений по уровню 1 и 2 без предварительного сглаживания, которые заданы при использовании МНК.

Полученные результаты показали, что при расчетах классическим МНК наблюдалась высокая чувствительность к наличию шумов измерений. При этом увеличение их уровня приводило к росту погрешностей идентификации. Относительная погрешность оценивания тяги по шести идентичным тестовым полетным маневрам с одинаковыми начальными условиями, которые рассматривались ранее, для шумов измерений уровня 1 составила 0,61 %, а при шумах уровня 2 увеличилась до 2,83 %.

По результатам сравнения двух методов идентификации тяги силовой установки (метод максимума правдоподобия и классический МНК) установлено, что хорошую точность идентификации тяги (0,43%) при малых уровнях шумов, и удовлетворительную точность (1,15%) в диапазоне шумов измерений по уровню 2, ожидаемых в летном эксперименте, обеспечивает идентификация методом максимума правдоподобия.

Численное интегрирование уравнений движения, используемое в алгоритме максимума правдоподобия, не вносит дополнительных погрешностей, поскольку применяемые для тестирования экспериментальные данные хорошо согласованы по времени.

Для верификации метода идентификации приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей относительно установившегося значения использованы данные параметров полета самолета Як-130 на высоте $H=6000$ м, числе $M=0,5$ при изменении режимов работы двигателей АИ-222-25 в диапазоне «Малый газ» - «Максимал».

С целью получения отдельных оценок приращения эффективной тяги силовой установки и силы аэродинамического сопротивления в полете выполнялись специальные тестовые маневры воздушного судна.

На заданных участках полета угол отклонения РУД обоих двигателей изменялся ступенчато от балансировочного значения 33 градуса до значения «Максималь» и затем до значения «Малый газ».

Изменения углов атаки и тангажа на этих участках показаны на рисунках 3 и 4. Анализ полученных результатов (рисунок 3, 4) показал, что угол атаки выдерживается на площадках между дачами с погрешностями в десятые доли градуса. Угол тангажа после изменения режима работы двигателя увеличивается для компенсации приращения силы тяги за счет весовой составляющей с забросом 4 – 5 градуса.

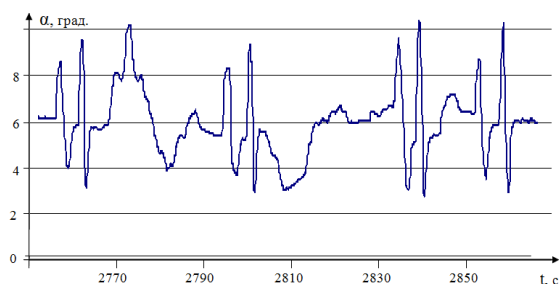


Рисунок 3 – Изменение угла атаки

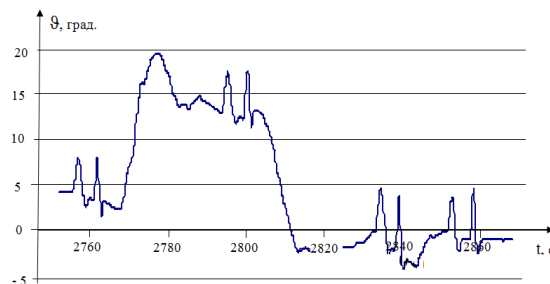


Рисунок 4 – Изменение тангажа

Анализ результатов выполнения рекомендованного тестового маневра позволил сделать вывод о том, что приращения числа M не превышают 0,02, угла атаки – 2...3 градуса (после завершения переходных процессов), высоты полета – 200...300 м.

Оценки приращений эффективной тяги силовой установки и стендовой тяги двигателя для данного участка полета, рассчитанные по газодинамической модели двигателя с помощью программного комплекса ДСД, в функции времени для сравнения представлены на одном графике (рисунок 5).

Анализ полученных результатов (рисунок 5) позволил выявить расхождения, которые характеризуют различие между приращениями эффективной тяги силовой установки, вычисленной по данным летного эксперимента с применением специального тестового маневра, и стендовой тяги двигателя, идентифицируемой по газодинамической модели двигателя. При этом величина расхождения приращений тяги не превышает 4%.

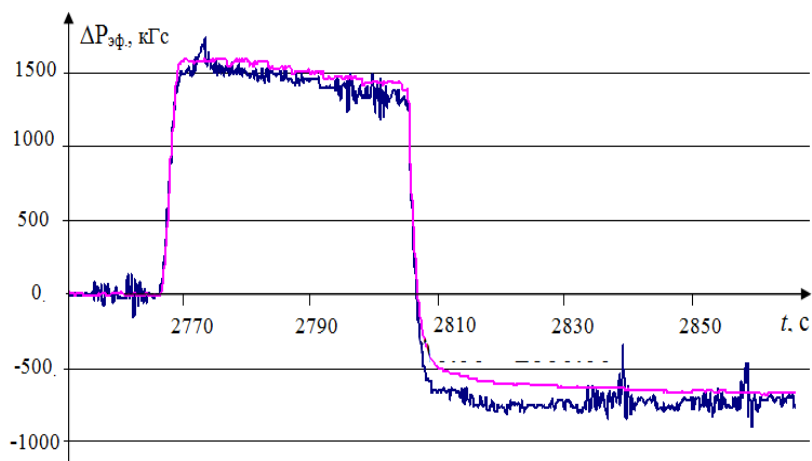


Рисунок 5 – Оценка приращения эффективной и стендовой тяги двигателей при ступенчатом отклонении РУД от 33 градусов до 65 градусов (Максимал) и 17.2 градусов (Малый газ)

Полученные результаты свидетельствуют о постоянстве силы аэродинамического сопротивления, а все приращения проекции перегрузки на скоростную ось могут быть отнесены к изменению эффективной силы тяги силовой установки.

ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

В результате проведенного теоретического исследования решена научная задача по разработке методики совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления воздушного судна.

Выполненные в диссертации исследования позволили получить следующие научные результаты:

1. Показана возможность разделения оценок сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления воздушного судна, обоснована целесообразность изменения скоростного напора при постоянстве силы тяги силовой установки для обеспечения идентифицируемости решаемой задачи.

2. Разработан алгоритм получения отдельной оценки абсолютного значения силы тяги силовой установки на основе метода максимума правдоподобия, позволяющий учитывать влияние шумов измерений, соответствующих условиям реального полета воздушного судна.

3. Разработан метод оценивания приращения эффективной силы тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей, особенностью которого является использование значений основных полетных показателей (продольная и нормальная перегрузки, воздушная скорость, высота, угол атаки). В данных условиях не требуется одновременно оценивать силу аэродинамического сопротивления за счет выполнения специального тестового маневра, обеспечивающего при изменении режима работы двигателей

примерное постоянство параметров полета (число M , угол атаки, высота), влияющих на тягу двигателя. В результате единственной существенно изменяющейся характеристикой является режим работы двигателя, что и позволяет оценивать соответствующее приращение тяги.

4. Показана целесообразность совместного использования алгоритма получения отдельной оценки абсолютного значения силы тяги силовой установки и метода оценивания приращения эффективной силы тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей для заданных числа M и высоты полета. Суть совместного использования состоит в том, что для заданных условий полета (число M , высота) и одном режиме работы двигателей оценивается абсолютное значение тяги силовой установки. В дальнейшем использование метода позволяет найти приращения, соответствующие другим эксплуатационным режимам работы двигателя для этих же числа M и высоты полета.

5. Обоснована возможность использования существующих газодинамических моделей, например, программного комплекса ДСД разработки ЦИАМ им. Баранова, необходимого для получения априорных данных о двигателе, используемых в разработанных методах оценивания эффективной тяги силовой установки. При этом верхняя граница погрешности априорных данных может находиться в диапазоне 4...7%.

6. Показано преимущество использования метода максимума правдоподобия по сравнению с классическим МНК при идентификации силы тяги силовой установки, заключающееся в удовлетворительной точности (погрешность 1,15%) в диапазоне шумов измерений, ожидаемых в летном эксперименте.

7. Верификация метода идентификации приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей относительно установившегося значения показала его работоспособность. Рассогласование между оценками метода и модели, полученной с помощью газодинамической модели, не превышает 4 – 5%.

8. Разработана методика выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Приходько С.Ю., Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Алгоритм отдельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления устойчивый к шумам бортовых измерений // Полет. – 2018. – № 5. – С. 8-14.

2. Приходько С.Ю., Моунг Хтанг Ом, Чжо Зин Латтё Разработка алгоритма повышения точности идентификации аэродинамических коэффициентов на основе гармонических входных сигналов // Труды МАИ. – 2018. – № 99. – Режим доступа к журн.: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91920> (08.06.2018).

3. Приходько С.Ю. Идентификация силы тяги при изменении режима работы двигателей в летных испытаниях // Качество и жизнь. – 2017. – № 4. – С. 32-35.

4. Приходько С.Ю. Разработка тестовых маневров для оценивания эффективной тяги двигателей в полете // Сборник тезисов докладов юбилейной всероссийской научно-технической конференции «Авиационные системы в XXI веке». – 2016. – С. 173.

5. Приходько С.Ю., Корсун О.Н. Разработка метода оценивания приращения эффективной тяги в полете при изменении режима работы двигателей // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2016. № – 4. – С. 72-79.

6. Приходько С.Ю., Корсун О.Н. Разработка методики выполнения тестовых маневров для оценивания тяги двигателей в летных испытаниях // Материалы Всероссийской научно-практической конференции. – 2013. – С. 115-116.

7. Приходько С.Ю., Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Идентификация тяги двигателя в условиях погрешностей измерений летного эксперимента // Материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции. – 2015. – С. 151-153.

8. Приходько С.Ю., Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Идентификация абсолютного значения эффективной тяги двигателей на основе метода максимума правдоподобия и настраиваемой модели // Тезисы докладов. Международный Фонд Попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К. Э. Циолковского. – 2015. – С. 106-107.

9. Приходько С.Ю., Лысюк О.П. Оценивание приращения эффективной тяги в полете при изменении режима работы двигателей // Сборник докладов юбилейной всероссийской научно-технической конференции «Авиационные системы в XXI веке». – 2017. – С. 361-367.

10. Prikhodko S.Ju., Korsun O.N., Poplavsky B.K. Intelligent support for aircraft flight test data processing in problem of engine thrust estimation // XII International symposium «Intelligent systems-2016», INTELS'2016. – 2016. – 24.

11. Prikhodko S.Ju., Korsun O.N., Poplavsky B.K. Intelligent support for aircraft flight test data processing in problem of engine thrust estimation // Procedia computer science. – 2017. – № 103. – 82-87.