

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук,
профессор
Корсун Олег Николаевич

Москва – 2018

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ.....	4
РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПОДХОДОВ К ОЦЕНИВАНИЮ СИЛЫ ТЯГИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ	14
1.1 Общая характеристика области и предмета исследования.....	14
1.2 Анализ существующих методик оценивания тяги газотурбинных двигателей.....	15
1.2.1 Анализ отечественного опыта оценивания тяги двигателя.....	15
1.2.2 Анализ иностранных методов оценивания тяги силовой установки....	23
1.3. Описание программного комплекса газодинамического моделирования характеристик газотурбинного двигателя	30
1.4 Анализ теоретических подходов по определению тяги двигателя.....	32
1.5. Формирование основных направлений в исследовании.....	33
Выводы по разделу 1	34
РАЗДЕЛ 2. РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ РАЗДЕЛЬНОГО ОЦЕНИВАНИЯ ТЯГИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА	35
2.1. Определение необходимых условий совместной идентифицируемости.....	35
2.2. Преобразование модели объекта к виду, удобному для идентификации по данным летного эксперимента	39
2.3 Алгоритм получения отдельной оценки силы тяги силовой установки на основе настраиваемой модели и метода максимума правдоподобия.....	45
2.4 Метод оценивания приращения эффективной силы тяги при изменении режима работы двигателей.....	54
2.5 Разработка методики выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки	62
2.5.1 Формирование необходимых условий при выполнении летного эксперимента	62
2.5.2 Разработка методики выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки	67
Выводы по разделу 2	70

РАЗДЕЛ 3. ИССЛЕДОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИХ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	71
3.1 Моделирование в среде программного комплекса «Диалог» с целью расчета характеристик двигателя АИ-222-25.....	71
3.2 Оценивание величины погрешностей, возникающих при использовании априорных данных	79
3.3 Верификация алгоритма оценивания эффективной тяги силовой установки в условиях воздействия шумов измерений на основе метода максимума правдоподобия.....	81
3.4 Верификация метода идентификации приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей относительно установившегося значения.....	94
3.4.1 Анализ результатов летных экспериментов на дроссельных режимах работы двигателей.....	95
3.4.2 Анализ результатов летных экспериментов на режимах работы двигателей «Малый газ» и «Максимал».....	100
Выводы по разделу 3	104
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	106
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	109
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	111
Приложение А	118
Приложение Б.....	122
Приложение В	124
Приложение Г	134

ВВЕДЕНИЕ

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 выявлены 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;

при проведении летных испытаний предварительно необходимо внести 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 них 4 в рекомендованных ВАК РФ изданиях) и 6 тезисах докладов.

Структура и объем диссертационной работы. 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.

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, излагается структура и объем работы.

В первом разделе приведены общая характеристика области и предмета исследования, анализ существующих отечественных и иностранных методик оценивания тяги газотурбинных двигателей, а также теоретических подходов ее определения, сформулированы 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, оценка тяги необходима для проверки и уточнения математических моделей двигателей, разрабатываемых 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 отдельной идентифицируемости. Другими словами, по данным летных испытаний оценивается сумма сил тяги и сопротивления, но не значения каждой из этих составляющих.

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 [6, 9, 20] разработан принципиально другой подход, основанный на теории идентификации динамических систем. Сущность данного метода заключается в отдельном 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 которого 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.

В качестве недостатка рассматриваемого метода стоит отметить, что на неустановившихся режимах полета, которые рассматривались как наиболее информативные, не удалось получить устойчивых оценок сил тяги и аэродинамического сопротивления.

В диссертации 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 этом в процессе проведения летных испытаний должен быть получен стандартный набор измеряемых параметров воздушного судна, использующийся в разрабатываемом алгоритме оценивания тяги силовой установки.

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

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.

Для обработки данных, полученных в условиях реальных полетов, тяга силовой установки представлена через входной $P_{ВХ}$ и выходной $P_{ВЫХ}$ импульсы. В силу того, что в данной задаче входной импульс $P_{ВХ}$ практически невозможно определить методами идентификации, целесообразно задаться его значением согласно газодинамической модели ГТД.

Для определения оценок коэффициентов силы аэродинамического сопротивления и выходного импульса $P_{ВЫХ}$ 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.

Некорректную задачу предложено решать путем оценивания абсолютного значения эффективной тяги силовой установки, сложность решения которой 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.

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 используются 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.

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.

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. При этом реализация модели основана на использовании банка аэродинамических коэффициентов и алгоритмов комплексной системы управления самолетом.

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

Для верификации метода идентификации приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей относительно установившегося значения (второй способ решения некорректной задачи) 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.

Анализ полученных результатов 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 (программный комплекс «Диалог»). При этом величина расхождения приращений тяги не превышает 4%.

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.

В заключении диссертации приведены основные положения на основании проведенного теоретического исследования, в результате которого решена научная задача по разработке методики совместной идентификации сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления воздушного судна.

РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПОДХОДОВ К ОЦЕНИВАНИЮ СИЛЫ ТЯГИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

1.1 Общая характеристика области и предмета исследования

Оценивание силы тяги силовой установки является одной из основных задач летных испытаний самолетов [8]. 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 [53]. 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, поставляемой разработчиком двигателя, что и позволяет найти оценку силы сопротивления. Очевидно, что такой подход полностью зависит от правильности принятого допущения.

Объектом в летных испытаниях является самолет с силовой установкой при её фактическом компоновочном размещении на летательном аппарате, иначе

говоря, двигатели совместно с элементами конструкции самолета, непосредственно участвующими в формировании силы тяги.

Целями летных испытаний является определение эффективной тяги силовой установки в эксплуатационной области режимов полета при фактических полетных условиях, а также оценка точности и достоверности получаемых результатов.

Очевидно, что в летных испытаниях задача оценивания эффективной тяги силовой установки встречает значительные трудности, главной из которых является невозможность разделить оценки сил тяги и аэродинамического сопротивления ЛА. Традиционно основными подходами к оцениванию тяги являются наземные стендовые испытания, а также применение газодинамических моделей двигателей [16, 17, 18, 49].

1.2 Анализ существующих методик оценивания тяги газотурбинных двигателей

1.2.1 Анализ отечественного опыта оценивания тяги двигателя

Опыт конструирования авиационных двигателей показал, что даже оптимально спроектированный образец требует доводки. Зачастую это связано с недостаточностью имеющихся знаний в области прикладных наук таких, как газодинамика, теория горения, конструкционная прочность и многих других [3, 5, 10, 12, 19, 28, 35, 37, 54]. В свою очередь, выявленные недостатки приводят к невыполнению технических требований, предъявляемых к двигателю заказчиком.

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 [17].

Оценивание силы тяги двигателя воздушного судна [17] при его испытаниях проводится следующими методами:

стендовые испытания;

летные испытания.

В рамках проводимых исследований актуальными являются стендовые испытания, которые позволяют оценить тягу двигателя.

Измерение тяги в процессе экспериментальных испытаний газотурбинного двигателя осуществляется с помощью механических, гидравлических динамометров, а также упругих силоизмерителей с тензоэлектрическими датчиками.

Определение силы тяги двигателя на стенде методом непосредственных измерений относится к категории прямых измерений.

В основу механических динамометров положено уравнивание измеряемой силы тяги меньшим грузом или силой упругости деформируемого элемента с помощью системы рычагов.

Измерение гидравлическими динамометрами осуществляется посредством компенсации приложенных усилий от тяги двигателя за счет уравнивания возникающим давлением жидкости.

Наиболее распространенными являются упругие силоизмерители с электрическими датчиками. Определение тяги двигателя осуществляется при помощи специальной подвешенной на гибких лентах динамометрической платформы. Усилие от тяги газотурбинного двигателя смещает динамометрическую платформу, воздействующую на тензорезисторный датчик. Сигнал, полученный от деформации упругого элемента датчика, преобразуется в цифровой код, а затем поступает в систему регистрации параметров газотурбинного двигателя.

Относительная погрешность регистрации параметра, в данном случае силы тяги газотурбинного двигателя, составляет не более 0.3% [17].

При определении тяги вышеизложенными способами необходимо учитывать, что условия работы двигателя в составе силовой установки

на самолете отличаются от условий невозмущенного потока. Для двигателей со сверхзвуковыми воздухозаборниками учет компоновки в основном будет сводиться к потерям давления, для дозвуковых самолетов с двигателями большой степени двухконтурности – к изменению условий истечения из сопла внутреннего контура. Эти факторы приводят к тому, что получаемые на стенде оценки силы тяги могут оказаться некорректными.

В связи с этим широкое распространение получили испытания на высотных стендах с имитацией высотно-скоростных условий, максимально приближенных к эксплуатационным [17].

Высотно-скоростные испытания двигателя проводятся следующими способами [17]:

- с полным внешним обтеканием;
- с обдувом свободной струей воздухозаборника двигателя;
- с присоединенным воздухопроводом.

Преимущество данных испытаний по сравнению с летными заключается в возможности использования большого количества измерительного оборудования, регистрирующего большой объем параметров, который эквивалентен объему информации, получаемой в нескольких испытательных полетах.

В то же время высотно-скоростные испытания проводятся на больших комплексах с вспомогательным специальным оборудованием [17]. Создание испытательного стенда может быть сопряжено с большими трудностями, чем при создании двигателя. Так, для формирования высотно-скоростных условий воздействия потока на двигатель требуется большой расход воздуха, что неизбежно ведет к созданию соответствующей энергоемкой инфраструктуры (энергетическое оборудование, система топливопитания, газоздушные коммуникации и т.д.), занимающей значительные производственные площади и требующей колоссальных капиталовложений в дорогостоящее оборудование.

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.

Описанный подход позволяет получить оценки стендовой тяги, поскольку учитывает только процессы в газодинамическом тракте двигателя и не учитывает интерференцию силовой установки и планера, то есть не определяет эффективную тягу.

Определение тяги двигателя в полете в процессе летных испытаний опытных, а иногда и серийных образцов воздушных судов, связано с решением следующих вопросов [13]:

- оценка соответствия фактической тяги силовой установки ее расчетным значениям;

- выявление резервов улучшения тягово-расходных характеристик силовой установки и летно-технических характеристик воздушного судна с последующим определением способов их реализации;

- определение основных аэродинамических характеристик самолета в натурных условиях и оценка топливной эффективности использования отдельных режимов полета;

- оценка эффективности мероприятий, вносимых в конструкцию и системы регулирования силовой установки и ее элементов.

При проведении летных испытаний применяется 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.

Общий газодинамический метод принципиально применим для любого ГТД прямой реакции. Однако практическое использование этого метода имеет ряд особенностей, которые необходимо учитывать при его применении для дозвуковых и сверхзвуковых выходных устройств, для форсированных и нефорсированных режимов. Так, для определения тяги двигателей на дозвуковых самолетах с ГТД с отдельными соплами и соплами смешения применяется общий газодинамический метод. На сверхзвуковых самолетах с ГТД с форсажными камерами сгорания и регулируемые входными и выходными устройствами определение тяги двигателей проводится с помощью упрощенных вариантов газодинамического метода, которые предполагают предварительные стендовые испытания двигателя и его последующие исследования на высотных установках в различных условиях по высоте и числу M полета.

В основе общего газодинамического метода лежит выражение для определения стендовой тяги ТРД и ТРДД со смешением потоков [13]

$$P = M_{\Gamma} v_c + (p_c - p_n) F_c - M_B v_n,$$

где M_B и M_{Γ} – массовый расход воздуха и газа;

v_n и v_c – скорости набегающего невозмущенного потока и потока газа на срезе сопла;

p_n и p_c – статическое давление атмосферного воздуха и в потоке и на срезе сопла;

F_c – площадь среза сопла.

В представленном выражении выходной импульс или тяга сопла

$$P_c = M_{\Gamma} v_c + (p_c - p_n) F_c,$$

а входной импульс

$$P_{вх} = M_B v_n.$$

Поскольку штатный технический облик двигателя не предусматривает требуемого числа датчиков, двигатель до начала испытаний необходимо доработать специальным образом. Более того, в целях учета неравномерностей

потока газозвоздушной смеси в основных сечениях двигателя необходимо установить дополнительные поля датчиков, достаточно полно охватывающих всю плоскость сечения. Так, согласно [50], в схеме препарирования ТРД предусматривается:

установка комбинированных групповых приёмников полного и статического давления на входе в двигатель для определения суммарного расхода воздуха;

установка групповых приёмников полного давления и термопар за компрессором высокого давления;

установка комбинированных групповых приёмников полного и статического давления и термопар на выходе из сопел наружного и внутреннего контуров;

дренирование поверхностей капота внутреннего контура и части пилонa крепления двигателя на самолёте.

Известно, что в выходном сечении сопла наблюдается неравномерность полей параметров потока газа p_c^* , p_c , v_c , T_c^* , также приемники давлений не могут учитывать такие факторы, как точное значение площади среза и возможную непараллельность потока на выходе из сопла, влияние установленных гребенок датчиков, не исключенную систематическую погрешность измерения статического давления.

Для учета влияния перечисленных выше факторов на тягу сопла для ТРД и ТРДД вводят поправочный коэффициент тяги ψ [50]. Определение поправочного коэффициента тяги производится при стендовых испытаниях двигателя с препарированным соплом методом усилий тяги без приемников полного и статического давлений на срезе сопла.

В свою очередь, для ТРДД большой степени двухконтурности с отдельными соплами при определении тяги силовой установки необходимо учитывать импульсы сопел наружного и внутреннего контуров, а также суммарный входной импульс [13]

$$P = M_{ГI}v_{cI} + (p_{cI} - p_H)F_{cI} + M_{BII}v_{cII} + (p_{cII} - p_H)F_{cII} - M_{B\Sigma}v_H,$$

где $M_{ГI}$ – массовый расход газа внутреннего контура;

M_{BII} – массовый расход воздуха наружного контура;

$M_{B\Sigma}$ – суммарный массовый расход воздуха;

v_H – скорость набегающего невозмущенного потока;

v_{cI} и v_{cII} – скорости потока газа и воздуха на срезе сопел наружного и внутреннего контуров;

p_{cI} и p_{cII} – статическое давление газа и воздуха на срезе сопел наружного и внутреннего контуров;

p_H – статическое давление атмосферного воздуха в потоке;

F_{cI} и F_{cII} – площадь среза сопел наружного и внутреннего контуров.

Принимая во внимание, что для ТРДД с отдельными соплами и ступенчатой гондолой часть пилона подвески двигателя и обтекатель газогенератора внутреннего контура обдуваются потоком воздуха наружного контура, тяга установленного двигателя

$$P_{уст} = P - X_{\Sigma},$$

где X_{Σ} – суммарное аэродинамическое сопротивление, состоящее из трения на поверхностях газогенератора и пилона $X_{тр.г}$ и $X_{тр.п}$, обтекаемых потоком из наружного контура, а также из осевых составляющих сил давления $X_{рг}$ и $X_{рп}$, действующих на указанные поверхности

$$X_{\Sigma} = X_{рг} + X_{рп} + X_{тр.г} + X_{тр.п}.$$

В случае рассмотрения ТРДД без смешения потоков, не имеющего ступенчатой гондолы, со срезом сопел обоих контуров в одном сечении суммарное аэродинамическое сопротивление принимается $X_{\Sigma} = 0$. Далее внутренняя тяга двигателя рассчитывается стандартным газодинамическим методом, как в случае ТРД и ТРДД со смешением потоков.

Для определения тяги в условиях полета (Рис. 1) показана схема дренирования проточной части ТРДД со ступенчатой гондолой [13].

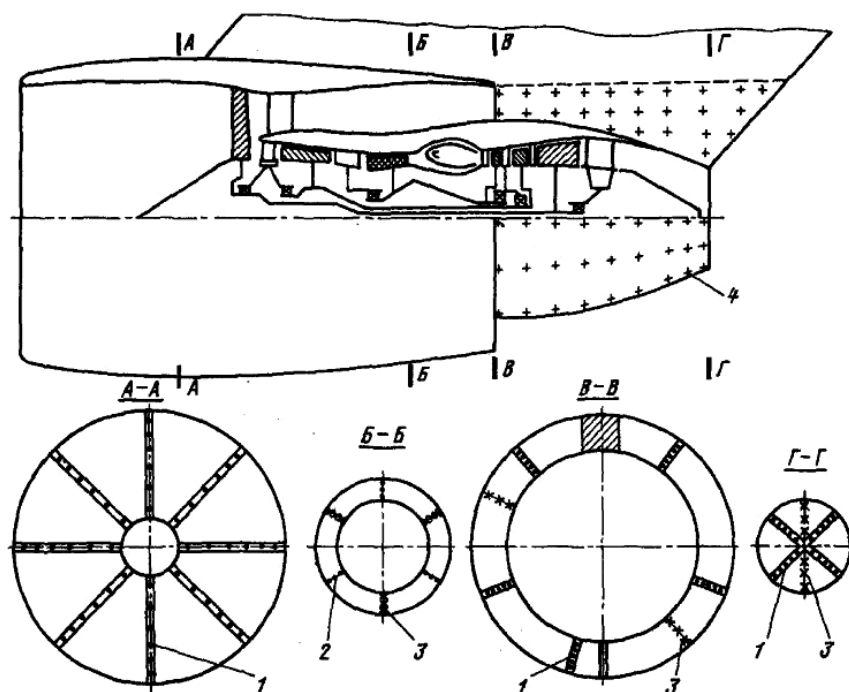


Рисунок 1.1 – Схема дренирования ТРДД со ступенчатой гондолой

На рисунке 1.1 обозначены: 1 – комбинированные групповые приемники полного и статического давлений; 2 – групповые приемники полного давления; 3 – термопары; 4 – приемники статического давления.

На срезах сопел наружного и внутреннего контуров с целью определения параметров течения устанавливаются равномерно по кругу мерного сечения многоточечные комбинированные приемники статического и полного давления, и от двух до четырёх многоточечных гребенок термопар с целью замера полной температуры воздуха и газа.

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 испытаний не удастся 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.

1.2.2 Анализ иностранных методов оценивания тяги силовой установки

Анализ открытых источников зарубежной печати [59 – 64, 66, 69] показал, что для определения установившейся тяги двигателя используются несколько методов, в основе которых лежит тот же традиционный газодинамический подход.

В целях определения установившейся тяги турбовентиляторный двигатель «F100» истребителя F-15 в нескольких сечениях оснащался контрольно-измерительной аппаратурой для измерения основных параметров: скорость вентилятора, полные и статические давления, поля температур, первичный и полный расход топлива, угол установки направляющих лопаток вентилятора на входе, площадь сечения сопла [62].

Ниже представлена схема препарирования турбовентиляторного двигателя «F100» (рисунок 1.2, 1.3).

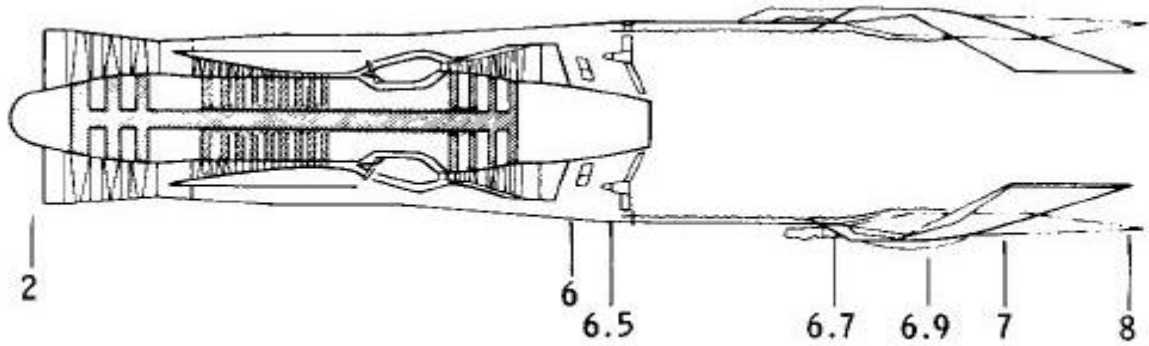


Рисунок 1.2 – Расположение сечений в турбовентиляторном двигателе F100

В передней части компрессора низкого давления (сечение 2) располагаются 8 гребенок с равным интервалом. Каждая имеет по 6 приемников полного давления. Для увеличения точности измерений применялись дифференциальные датчики. На входе в качестве источника эталонного давления для дифференциальных датчиков использовался порт статического давления с высокоточными цифровыми кварцевыми датчиками. Это позволило исключить влияние каких-либо эффектов запаздывания при измерениях. Вокруг всех датчиков рассматриваемого сечения производился замер температуры.

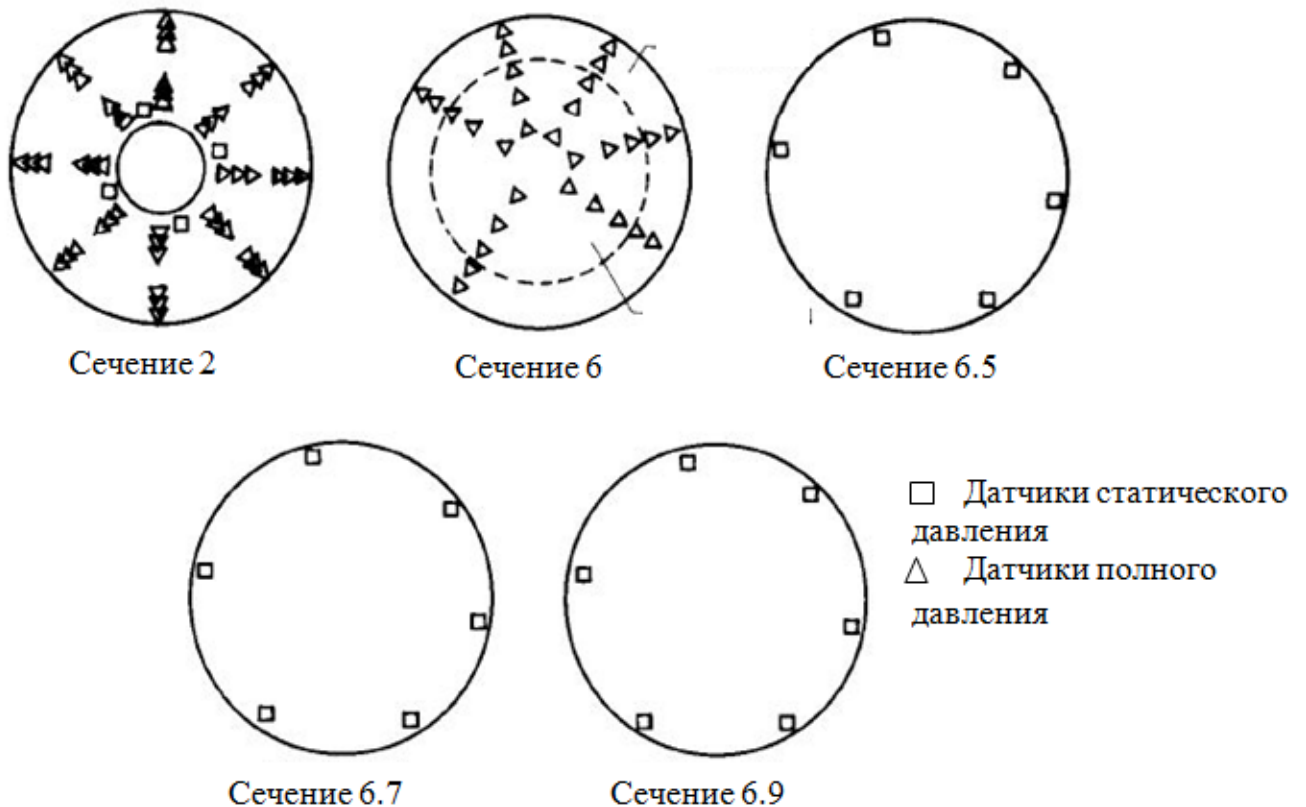


Рисунок 1.3 – Сечения турбовентиляторного двигателя F100

Оснащение контрольно-измерительными приборами области за турбинной низкого давления (сечение 6) состояло из размещенных на шести гребенках в определенном порядке 30 приемников полного давления: 12 из них в потоке внешнего контура от вентилятора и 18 в потоке внутреннего контура. Большинство измерений проводилось менее точными абсолютными датчиками, в силу того, что для решения этой прикладной задачи дифференциальные датчики не могли располагаться в среде крайне высоких температур.

Измерительные приборы в области форсажной камеры сгорания (сечения 6.5, 6.7 и 6.9) были представлены шестью приемниками статического давления, распределенными равномерно по окружности рассматриваемых сечений. В сечениях 6.5 и 6.9 использовались дифференциальные датчики.

В процессе летных испытаний необходимым условием являлась стабилизация самолета в прямом горизонтальном полете с заданным режимом работы двигателя. Требовалось от 10 до 20 секунд для обеспечения устойчивых характеристик.

В рассматриваемом подходе для расчета использовались 2 модели тяги двигателя:

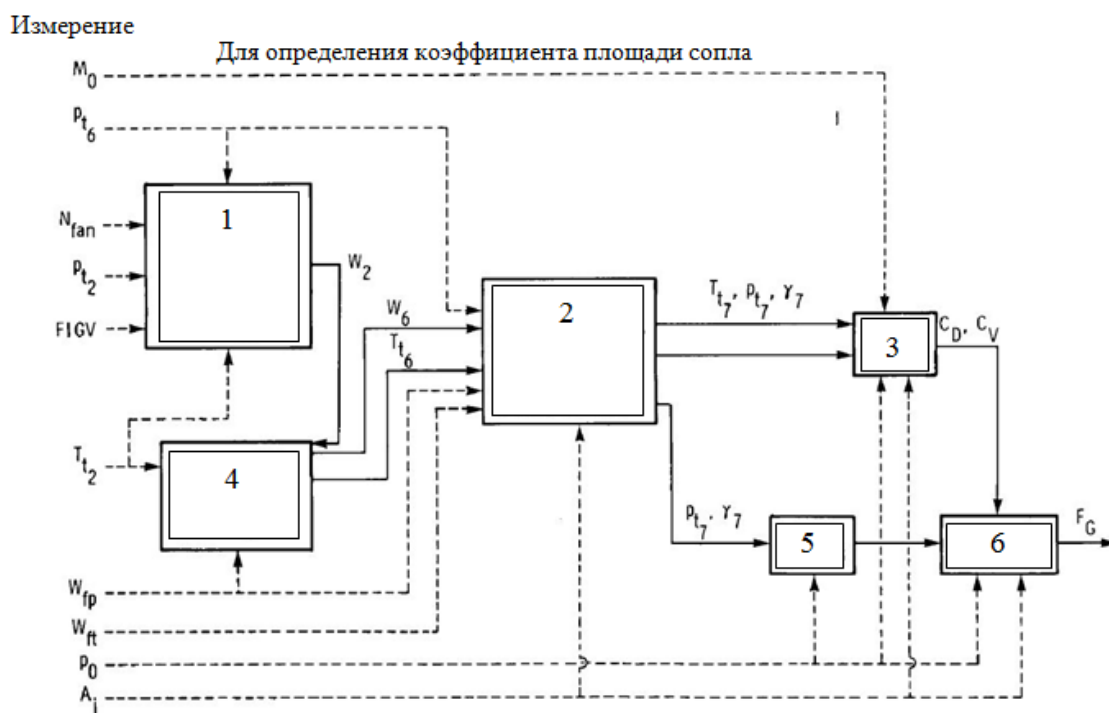
газодинамическая модель характеристик;

упрощенная модель полной тяги.

Газодинамическая модель характеристик включает первичное измерение полного давления и площади сечения сопла для определения полной тяги двигателя. Модель (рисунок 1.4) использует сочетание теоретических величин, полученных в процессе проектирования двигателя, и данные летных испытаний. В результате чего были установлены связи для дальнейшего анализа параметров работы двигателя.

Воздушный поток на входе в вентилятор определялся как функция коэффициента давления в двигателе и скорости вентилятора с внесенными поправками. В дальнейшем полная температура T_6 сечения 6 (рисунок 1.2, 1.3) рассчитывалась как функция коэффициента основной топливо-воздушной смеси двигателя и температуры на его входе. Анализ характеристик потока форсажной

камеры сгорания (рисунок 1.4) предусматривает определение значений полной температуры (T_7) на входе в сопло, полного давления (p_{t7}) и коэффициента абсолютной теплоёмкости (γ_7).



- 1 – уточнение анализа расхода воздуха в вентиляторе на основе коэффициента давления в двигателе и $N_{fan}/\sqrt{\theta}$;
 - 2 – расчет потерь полного давления в канале форсажной камеры сгорания, γ_7 и коэффициента топливовоздушной смеси;
 - 3 – анализ расширения газа в сопле;
 - 4 – рост температуры двигателя T_t и изменение массового расхода воздуха;
 - 5 – вычисление идеального значения тяги двигателя F_G , кН;
 - 6 – вычисление истинного значения тяги двигателя F_G , кН;
- где ———— – результаты расчетов;
 - - - - - – результаты измерений;

N_{fan} – скорость вращения ротора вентилятора, об/мин;

$\theta = T_{t2}/288,7$;

FIGV – угол поворота направляющего аппарата вентилятора, град;

W_{fp} – расход топлива в основной камере сгорания, кг/ч;

W_{ft} – полный расход топлива, кг/ч.

Рисунок 1.4 – Газодинамическая модель характеристик двигателя

Затем эти параметры были объединены с давлением свободного потока для определения эталонного значения полной тяги. Коэффициенты расширения (C_D) и скорости истечения газа из сопла (C_V) определялись в зависимости от p_{t7} , значения площади сечения сопла (A_j) и γ_7 . Полная температура (T_6) в сечении 6

использовалась для определения теплового расширения газа в сопле. Расчет фактической полной тяги выполнен с учетом значений эталонной тяги и коэффициентов сопла.

Упрощенная модель полной тяги (рисунок 1.5) основана на одномерном анализе потока в форсажной камере сгорания и сопле. Для учета трехмерных влияний, влияния трения и смещения массы, а также влияния упрощающих допущений, использовались градуировочные коэффициенты: K_1 , K_2 , E и C_Y .

Коэффициенты K_1 и K_2 являются константами, а E и C_Y – переменными, изменяющимися от рабочего состояния двигателя, следующим образом

$$E = f(p_{t_6}, p_{6.5}, p_0);$$

$$C_Y = f(A_j).$$

Используемые коэффициенты определялись из данных высотных испытаний итерационным методом, который позволяет уменьшить погрешности определения тяги.

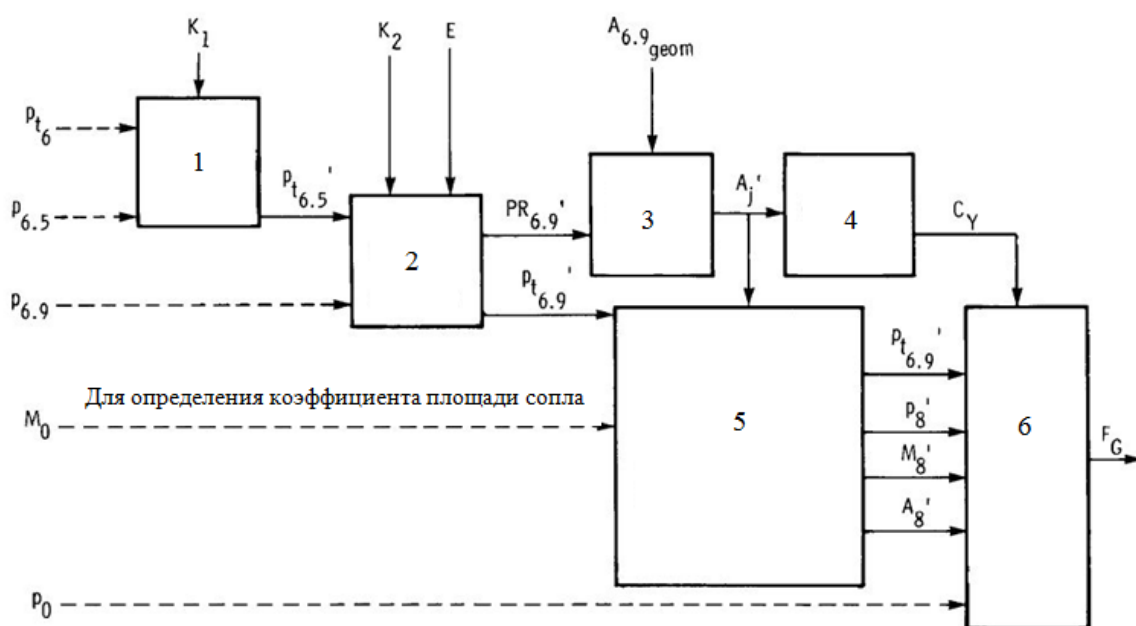


Рисунок 1.5 – Упрощенная модель полной тяги

Параметры вычислялись по упрощенной модели полной тяги и первично были определены для того, чтобы показать их основание, заключающееся в эмпирически скорректированном одномерном анализе.

Большая часть данных, полученных с использованием двух моделей тяги двигателя, попадает в оценочный диапазон неопределенности, основанный на неопределенности измерений и чувствительности этих двух методов.

Следует отметить, что рассмотренные методы имеют погрешности [62], зависящие от давления в контрольных точках сечений (рисунок 1.6, 1.7).

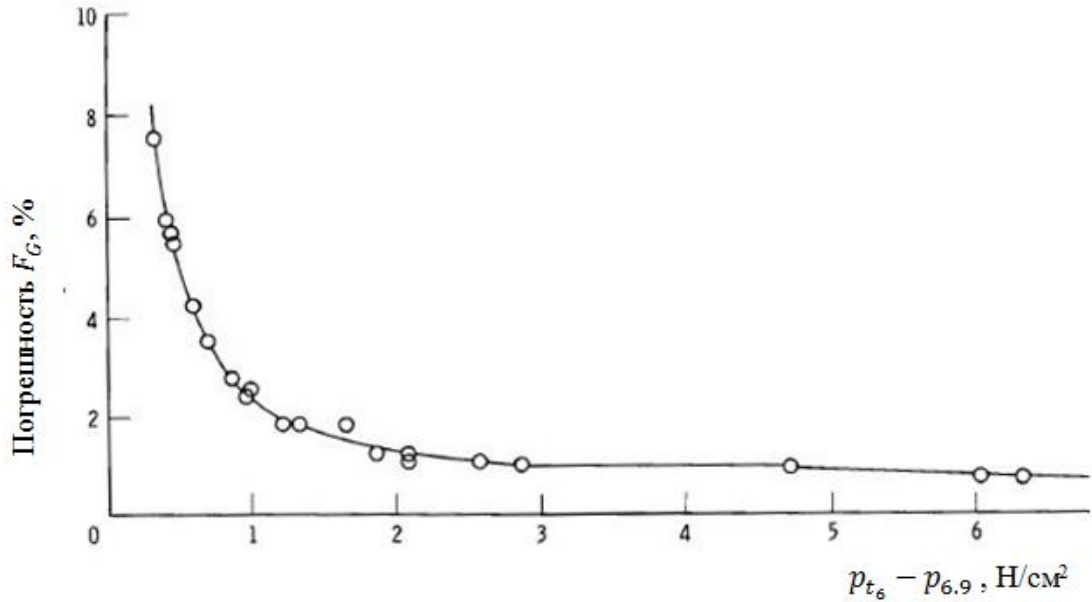


Рисунок 1.6 – Погрешности в упрощенной модели тяги

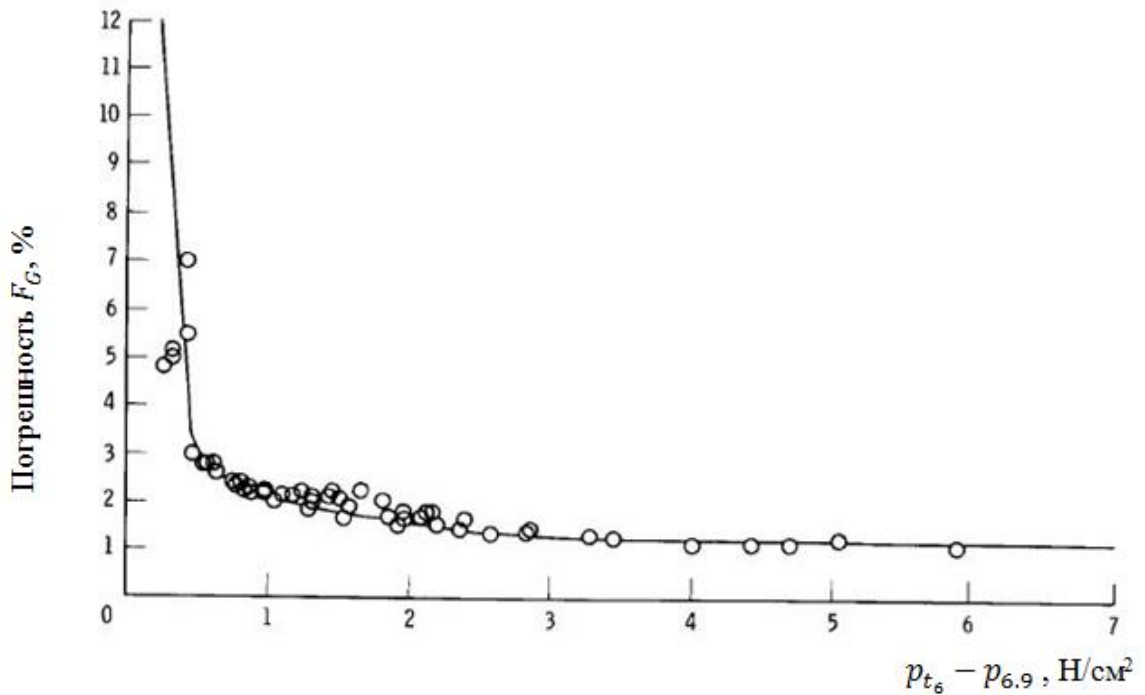


Рисунок 1.7 – Погрешности в газодинамическом методе

Анализ погрешностей (рисунок 1.6, 1.7) показал, что при достижении показателя $p_{t_6} - p_{6.9}$ значений 2 Н/см^2 и более, погрешность оценивания составляет $\pm 1\%$. Для меньших значений $p_{t_6} - p_{6.9}$ наблюдается интенсивный рост погрешности. Это соответствует режиму работы двигателя на низких оборотах, или полету на больших высотах и малых скоростях. Для вышеупомянутых режимов характерна низкая интенсивность потока в форсажной камере сгорания.

В отчетах [60, 61] представлены методы на основе газодинамической модели двигателя с использованием реальных данных. Данные методы применяются для больших турбореактивных двигателей, выставленных в набегающий поток. Однако существенным недостатком представленных методов является их сложность и отсутствие универсальности.

В работе [64] газодинамические расчеты выполняются по данным летных испытаний, причем для повышения точности предлагается использовать стохастическую фильтрацию. Очевидно, это позволит уменьшить влияние случайных погрешностей измерений, но не устраняет систематических погрешностей.

Следующим методом определения установившейся тяги двигателя является ее идентификация по аэродинамическим коэффициентам, полученным при выполнении специально разработанных летных маневров воздушного судна [63]. Главным недостатком является необходимость использования точных значений коэффициентов аэродинамической силы сопротивления. В общем случае этот подход является разновидностью методов, основанных на оценивании тяги по априорным данным.

В целях получения и последующего анализа характеристик воздушного судна посредством формирования полной поляры сопротивления на всём диапазоне углов атаки на современном истребителе F-15 была проведена серия динамических маневров: «горка», «замедление» и «разворот с разгоном» [63].

Тяга двигателя вычислялась на основе измерений от отображаемой воздушной скорости, температуры и оборотов двигателя, а так же калибровочных кривых по тяге, полученных при стендовых испытаниях. При этом имеют место проблемы, связанные с влиянием шумов измерений летного эксперимента.

Для решения задач оценивания характеристик воздушного судна использовался метод максимума правдоподобия. Главный недостаток рассмотренного метода – необходимость применения априорных оценок коэффициентов силы аэродинамического сопротивления.

Таким образом, в мировой практике для оценивания тяги двигателей 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.

1.3. Описание программного комплекса газодинамического моделирования характеристик газотурбинного двигателя

Проведенный анализ подразделов 1.2 и 1.3 показал, что во многих случаях для определения значений тяги двигателя используется газодинамическая модель.

Математический аппарат определения значений тяги двигателя предполагает большое количество итераций при различных начальных условиях, что требует автоматизации в процессе проектирования.

Использование САПР позволяет сократить время на разработку газотурбинного двигателя. Так, разработка серийного ГТД без применения САПР занимала порядка десяти лет и изготавливалось до 50 опытных образцов. В настоящее время сроки разработки сокращены до трех-четырех лет, а количество опытных изделий снизилось до двух-трех [56].

Одной из таких САПР является программный комплекс «Диалоговая система «Двигатель», разработанный ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова.

В настоящем исследовании предполагается использовать данный программный комплекс в целях расчета априорных значений характеристик газотурбинных двигателей, которые ограничено используются при оценивании эффективной силы тяги силовой установки по данным объективного контроля параметров полета воздушного судна.

В основе модели, реализуемой в ДСД, лежит алгоритм, представленный в работах [4, 7, 14, 29].

Особенностью ДСД является наличие в ее составе специализированных баз данных (архивов) для хранения параметров двигателей. Архив программного комплекса содержит прототипы различных схем ГТД и конкретных двигателей.

При необходимости моделирования конкретного двигателя его параметры, включая геометрические характеристики проточной части, определяются с учетом всех требований, предъявляемых к двигателю в расчетных условиях. При этом допустимо некоторое несовпадение реальных размеров двигателя (диаметров, площадей и т.д.) с теми данными, которые получены в результате расчета, поскольку математическая модель любого уровня является лишь некоторой приближенной схемой реальных взаимосвязанных физических процессов. Расчет является согласованием математической модели с конкретным двигателем по основным параметрам (тяга, удельный расход топлива, частота вращения ротора, степень повышения давления и т.д.).

В то же время, рассматриваемая модель двигателя может не соответствовать математической модели, представляемой разработчиком. Однако с учетом взаимосвязи суммарного расхода воздуха и тяги двигателя возможно ее использование для расчета с последующей корректировкой априорных значений параметров по результатам проведенных летных испытаний.

ДСД позволяет сравнивать возможные альтернативные варианты ГТД, отличающиеся изменениями отдельных параметров или законов регулирования. С этой целью результаты расчета характеристик передаются в Microsoft Office Excel для последующего графоаналитического анализа. Это позволяет проводить сравнительную оценку с показателями, представляемыми разработчиком.

Существенным достоинством рассматриваемого программного комплекса является возможность расчета параметров силовой установки в составе воздушного судна. Это обеспечивается формированием системы уравнений расчетного режима посредством выбора определяющих параметров при изменении условий обтекания воздушным потоком.

Таким образом, рассмотренный программный комплекс позволит проводить расчет основных параметров ГТД и в дальнейшем использовать их в качестве источника априорной информации при исследовании тяги силовой установки.

Стоит отметить, что необходимым условием достоверности получаемых данных является выбор корректных исходных начальных условий.

1.4 Анализ теоретических подходов по определению тяги двигателя

В отечественных работах по анализу данных летных испытаний разработан принципиально другой подход, основанный на теории идентификации динамических систем [6, 9, 20, 27]. Основная идея заключается в формировании испытательного тестового режима таким образом, чтобы на участке анализа обеспечивалась линейная независимость векторов тяги и сопротивления. Сущность данного метода заключается в раздельном определении суммарной тяги и аэродинамического сопротивления по результатам измерений, выполненных в дискретные равноотстоящие моменты времени [30].

Для регуляризации задачи идентификации предложен метод инвариантных линейных преобразований [23, 40]. Следует отметить, что под инвариантностью понимается независимость вычисляемых оценок от динамических погрешностей известной структуры. 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. Полученные практические результаты позволяют повысить эффективность летных испытаний, методов обработки и анализа данных, регистрируемых на неустановившихся режимах полета.

Основной недостаток этой работы заключается в том, что авторам не удалось получить устойчивых оценок сил тяги и аэродинамического сопротивления на неустановившихся режимах полета, которые они рассматривали как наиболее информативные. Применения относительно

сложного метода инвариантных линейных преобразований, обычно повышающего точность оценок, в данном случае оказалось недостаточно.

Главным достоинством подхода является постановка задачи о раздельном оценивании сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата.

1.5. Формирование основных направлений в исследовании

В данной работе планируется развивать направление совместной идентификации сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата с разработкой алгоритмов раздельного 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.

Для получения данной информации в ограниченном объеме целесообразно рассматривать существующие газодинамические модели двигателей, например, полученные с помощью разработанного ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова программного комплекса «Двигатель».

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.

Исследования выполняются по следующим направлениям:

определение условий идентифицируемости в задаче совместной идентификации сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата;

разработка алгоритма получения отдельной оценки силы тяги силовой установки, устойчивой к шумам измерений;

разработка метода оценивания приращения эффективной силы тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей;

разработка тестовых полетных маневров, обеспечивающих линейную независимость векторов сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата на участке идентификации;

оценка работоспособности предложенной методики по данным стендового моделирования и летных экспериментов.

Выводы по разделу 1

1. В отечественной и зарубежной практике преобладает подход, основанный на газодинамических расчетах. В качестве источника информации о тяге двигателей рассматриваются стендовые испытания.

2. Существующие в настоящее время методики испытаний летательных аппаратов, как в отечественном, так и зарубежном авиастроении учитывают необходимость отдельного определения сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления воздушного судна.

3. Для реализации подхода получения оценок эффективной силы тяги силовой установки необходима априорная информация о параметрах двигателя во всех допустимых внешних условиях. С целью получения данной информации выбран программно-аппаратный комплекс «Диалог».

4. Развитие нового теоретического направления, заключающегося в совместной идентификации с применением алгоритма получения отдельных оценок сил тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата, предполагается проводить через разработку новых форм управляемого движения (полетных тестовых маневров), алгоритмов оценивания силы тяги силовой установки, ее приращения с учетом воздействия шумов измерений.

РАЗДЕЛ 2. РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ РАЗДЕЛЬНОГО ОЦЕНИВАНИЯ ТЯГИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

2.1. Определение необходимых условий совместной идентифицируемости

Для определения условий совместной идентифицируемости необходимо построить математическую модель объекта [24, 26].

Для решения этой задачи рассмотрим силы, действующие на воздушное судно в связанной системе координат [1, 2].

В данной системе координат тяга силовой установки $P_x(t)$ представлена в следующем виде

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)q(t)S, \quad (2.1)$$

где $P_x(t)$ – проекция силы тяги;

$n_x(t)$ – составляющая вектора перегрузки;

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

$q(t)$ – скоростной напор;

m – масса самолета;

S – площадь крыла.

Преобразуем выражение (2.1) с учетом погрешностей при измерениях параметров полета

$$P_x(t) = mgn_x(t) + C_x(t)q(t)S + \varepsilon(t), \quad (2.2)$$

где $\varepsilon(t)$ – случайная погрешность измерения.

Предположим, что измерения выполнены в дискретные, равноотстоящие моменты времени с шагом $\Delta t = h$. Для N последовательных измерений, выполненных на интервале измерений, запишем

$$t_i = hi, \quad i = 0 \dots N.$$

Для решения задачи на интервале измерений выделим скользящий базовый интервал, содержащий $2m + 1$ измерение каждого параметра

$$T \in [t_{k-m} \dots t_k \dots t_{k+m}].$$

Для упрощения вычислений на каждом скользящем интервале введем отсчет времени от его средней точки, полагая $t_k = 0$.

Для точек базового интервала можно записать систему уравнений:

$$P_x(t_j) = mgn_x(t_j) + C_x(t_j)q(t_j)S + \varepsilon(t_j), \quad (j = -m \dots m). \quad (2.3)$$

В дальнейшем условимся $n_x(t_j)$ обозначать через n_{x_j} , а $q(t_j) = q_j$.

Для отдельного определения $P_x(0)$ и $C_x(0)$, т.е. значений в средней точке скользящего базового интервала, необходимо сделать ряд предположений о характере изменения этих параметров на скользящем базовом интервале $[t_{-m} \dots t_m]$.

Рассмотрим расчетные формулы совместной идентификации $P_x(0)$ и $C_x(0)$, полученные при различных предположениях, справедливость которых обеспечивается выполняемыми в полете режимами, выбором длины скользящего интервала, шагом по времени между измерениями и использованием априорной информации о ЛА [70].

Предположим, что скользящий интервал $T = [t_{-m} \dots t_j \dots t_m]$, тяга на скользящем интервале постоянна $P_x(t_j) = const = P_x(0)$, $\forall t_j \in T$, а сила сопротивления при малом изменении угла атаки

$$C_x(t_j) = C_x(0) + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha(t_j), \quad \forall t_j \in T, \text{ т.е. для } j = -m \dots m,$$

где $P_x(0), C_x(0), C_x^\alpha(0)$ значения параметров в средней точке интервала $[t_{-m} \dots t_m]$,

$$\Delta\alpha(t_j) = \alpha(t_j) - \alpha(0).$$

Обозначим $\Delta\alpha(t_j) = \Delta\alpha_j$. Тогда

$$C_x(t_j) = C_x(0) + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha_j.$$

При сделанных предположениях в системе уравнений (2.3) относительно неизвестных параметров $P_x(0)$, $C_x(0)$, и $C_x^\alpha(0)$ запишем $(2m + 1)$ уравнение в виде

$$P(0) = mgn_{x_{-m}} + C_x(0)q_{-m}S + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S + \varepsilon_{-m};$$

$$P(0) = mgn_{x_j} + C_x(0)q_jS + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha_jq_jS + \varepsilon_j; \quad (2.4)$$

$$P(0) = mgn_{x_m} + C_x(0)q_mS + C_x^\alpha(0)\Delta\alpha_mq_mS + \varepsilon_m.$$

В матричной форме записи эта система принимает вид

$$Za = mgN_x + \varepsilon, \quad (2.5)$$

где

$$Z = \begin{bmatrix} 1 & -q_{-m}S & -\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & -q_jS & -\Delta\alpha_jq_jS \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & -q_mS & -\Delta\alpha_mq_mS \end{bmatrix}; a = \begin{bmatrix} P(0) \\ C_x(0) \\ C_x^\alpha(0) \end{bmatrix}; N_x = \begin{bmatrix} n_{x_{-m}} \\ \dots \\ n_{x_j} \\ \dots \\ n_{x_m} \end{bmatrix}; \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{-m} \\ \dots \\ \varepsilon_j \\ \dots \\ \varepsilon_m \end{bmatrix}.$$

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

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

оценка \hat{a} принимает вид

$$\hat{a} = (Z^T Z)^{-1} Z^T N_x mg. \quad (2.6)$$

Дисперсионная матрица оценки элементов вектора \hat{a} при некоррелированных погрешностях ε_j может быть вычислена по формуле

$$D[\hat{a}] = \sigma_\varepsilon^2 (Z^T Z)^{-1}.$$

В более подробной форме записи матрицу $(Z^T Z)$ с целью анализа приведенных формул представим в виде

$$(Z^T Z) = \begin{bmatrix} 1 & \dots & 1 & \dots & 1 \\ -q_{-m}S & \dots & -q_j S & \dots & -q_m S \\ -\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S & \dots & -\Delta\alpha_j q_j S & \dots & -\Delta\alpha_m q_m S \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & -q_{-m}S & -\Delta\alpha_{-m}q_{-m}S \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & -q_j S & -\Delta\alpha_j q_j S \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & -q_m S & -\Delta\alpha_m q_m S \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} (2m+1) & -S \sum_{j=-m}^m q_j & -S \sum_{j=-m}^m q_j \Delta\alpha_j \\ -S \sum_{j=-m}^m q_j & S^2 \sum_{j=-m}^m q_j^2 & S^2 \sum_{j=-m}^m q_j^2 \Delta\alpha_j \\ -S \sum_{j=-m}^m q_j \Delta\alpha_j & S^2 \sum_{j=-m}^m q_j^2 \Delta\alpha_j & S^2 \sum_{j=-m}^m q_j^2 \Delta\alpha_j^2 \end{bmatrix}.$$

Допустим, что полет выполняется с неизменными параметрами $V = const$ и $H = const$ (с постоянным скоростным напором $q = const$). В целях анализа идентифицируемости запишем матрицу $(Z^T Z)$ в следующем виде

$$(Z^T Z) = \begin{bmatrix} (2m+1) & -(2m+1)Sq & -(2m+1)Sq \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j \\ -(2m+1)Sq & (2m+1)S^2q^2 & (2m+1)S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j \\ -(2m+1)Sq \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j & (2m+1)S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j & (2m+1)S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j^2 \end{bmatrix}$$

Вынесем общий множитель $(2m+1)$, тогда матрица $(Z^T Z)$ принимает вид

$$(Z^T Z) = (2m+1) \begin{bmatrix} 1 & -Sq & -Sq \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j \\ -Sq & S^2q^2 & S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j \\ -Sq \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j & S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j & S^2q^2 \sum_{j=-m}^m \Delta\alpha_j^2 \end{bmatrix}.$$

Поскольку, например, первая и вторая строки совпадают с точностью до постоянного множителя $-Sq$, определитель $|Z^T Z| = 0$, и рассматриваемая матрица $(Z^T Z)$ будет вырожденной.

Следовательно, для обеспечения идентифицируемости необходимо изменять скорость полета, однако изменения относительно установившегося значения должны быть малы (точное значение зависит от типа двигателя и режима полета), чтобы выполнялось условие постоянства силы тяги двигателей на интервале обработки, но изменялись составляющие вектора перегрузки n_x

и столбцы матрицы $(Z^T Z)$. Для изменения скорости при постоянном режиме работы двигателей необходимо выполнять последовательные серии пикирований и кабрирований с малыми углами наклона траектории. Изменения угла атаки при переходных процессах целесообразно использовать для обеспечения идентифицируемости параметров, связанных с углом атаки. Это достигается путем разделения движения на короткопериодическое (по углу атаки α) и длиннопериодическое (по высоте H и скорости полета V) за счет относительно высокочастотных дач РУС.

Анализ рассмотренных случаев определения тяги P_x и коэффициента аэродинамического сопротивления C_x при различных предположениях об их изменении на скользящем базовом интервале позволяет сформировать следующие требования:

в полете необходимо выполнять режимы, при которых изменяется скоростной напор;

величина изменений скоростного напора должна выбираться так, чтобы выполнялось допущение о постоянстве тяги или о линейном изменении тяги на участке обработки при постоянном режиме работы двигателей;

длина скользящего интервала должна выбираться так, чтобы на нем это изменение скоростного напора было существенным, но выполнялось допущение о постоянстве тяги при постоянном режиме работы двигателей;

определение конкретных численных значений целесообразно выполнять по результатам моделирования при помощи газодинамической модели двигателя.

2.2. Преобразование модели объекта к виду, удобному для идентификации по данным летного эксперимента

Для практического использования модели объекта необходимо выполнить ее преобразование. При этом аэродинамические коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления будут рассмотрены в полусвязанной системе координат.

Подъемная сила и сила аэродинамического сопротивления в полусвязанной системе координат направлены соответственно вдоль осей OX_e и OY_e и вычисляются по формулам [24; 39]

$$\begin{aligned} X_e &= qSC_{xe}, \\ Y_e &= qSC_{ye}, \end{aligned} \quad (2.7)$$

где $q = \frac{\rho_H V_{ист}^2}{2}$ – скоростной напор, Па;

S – эквивалентная площадь крыла, м²;

ρ_H – плотность воздуха на высоте полета H , кг/м³.

В полусвязанной системе координат аэродинамические коэффициенты принимают вид

$$\begin{aligned} c_{xe} &= -(c_{x0} + c_x^\alpha \cdot \alpha + c_x^{\alpha^2} \cdot \alpha^2), \\ c_{ye} &= c_{y0} + c_y^\alpha \cdot \alpha + c_y^{\delta_B} \cdot \delta_B, \end{aligned} \quad (2.8)$$

где α – угол атаки, градус;

δ_B – отклонение рулей высоты, градус.

В связанной системе координат расчет аэродинамических коэффициентов проводится с учетом следующих выражений

$$\begin{aligned} c_x &= c_{xe} \cos \alpha + c_{ye} \sin \alpha, \\ c_y &= -c_{xe} \sin \alpha + c_{ye} \cos \alpha. \end{aligned} \quad (2.9)$$

В формулах (2.8) знак «минус» в первой формуле учитывает, что сила сопротивления направлена против положительного направления полусвязанной оси OX_e .

Модель силовой установки, которая не учитывает разделение на входной и выходной импульсы, предполагает, что ее результирующая тяга направлена вдоль строительной оси двигателя. При этом строительная ось двигателя с осью OX связанной системы координат образует угол установки $\varphi_{дв}$.

С учетом вышеизложенного представим уравнения проекций ускорения при $\varphi_{дв} \neq 0$

$$\begin{aligned}
 a_x &= \frac{qSc_x}{m} + \frac{P \cos \varphi_{\text{дв}}}{m} - g \sin \nu, \\
 a_y &= \frac{qSc_y}{m} + \frac{P \sin \varphi_{\text{дв}}}{m} - g \cos \nu \cos \gamma.
 \end{aligned}
 \tag{2.10}$$

Проекция перегрузок в связанной системе координат в случае $\varphi_{\text{дв}} \neq 0$

$$\begin{aligned}
 n_x &= \frac{qSc_x}{mg} + \frac{P \cos \varphi_{\text{дв}}}{mg} = \frac{a_x}{g} + \sin \nu, \\
 n_y &= \frac{qSc_y}{mg} + \frac{P \sin \varphi_{\text{дв}}}{mg} = \frac{a_y}{g} + \cos \nu \cos \gamma.
 \end{aligned}
 \tag{2.11}$$

Для выполнения расчетов в полусвязанной системе координат воспользуемся формулами, обратными (2.9).

Для пересчета аэродинамических коэффициентов

$$\begin{aligned}
 c_{xe} &= c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha, \\
 c_{ye} &= c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha.
 \end{aligned}
 \tag{2.12}$$

Для расчета перегрузок в проекциях на полусвязанные оси применяется та же матрица перехода, что и в (2.12)

$$\begin{aligned}
 n_{xe} &= n_x \cos \alpha - n_y \sin \alpha, \\
 n_{ye} &= n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha.
 \end{aligned}
 \tag{2.13}$$

Преобразуем теперь (2.13) с учетом выражений (2.11), (2.12) и (2.9)

$$\begin{aligned}
 n_{xe} &= \frac{qSc_x}{mg} \cos \alpha + \frac{P \cos \varphi_{\text{дв}}}{mg} \cos \alpha - \frac{qSc_y}{mg} \sin \alpha - \frac{P \sin \varphi_{\text{дв}}}{mg} \sin \alpha = \frac{qSc_{xe}}{mg} + \frac{P \cos(\varphi_{\text{дв}} + \alpha)}{mg}, \\
 n_{ye} &= \frac{qSc_x}{mg} \sin \alpha + \frac{P \cos \varphi_{\text{дв}}}{mg} \sin \alpha + \frac{qSc_y}{mg} \cos \alpha + \frac{P \sin \varphi_{\text{дв}}}{mg} \cos \alpha = \frac{qSc_{ye}}{mg} + \frac{P \sin(\varphi_{\text{дв}} + \alpha)}{mg}.
 \end{aligned}
 \tag{2.14}$$

Для обработки данных испытаний, полученных в условиях реальных полетов, тягу силовой установки целесообразно представить через входной $P_{\text{вх}}$ и выходной $P_{\text{вых}}$ импульсы.

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

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

Особенностью учета входного и выходного импульсов силовой установки является то, что они направлены вдоль разных осей.

Подъемная сила и сила аэродинамического сопротивления с учетом проекций входного и выходного импульсов в полусвязанной системе координат принимает следующий вид

$$\begin{aligned} X_{\Sigma e} &= qSc_{xe} - P_{\text{вх}} + P_{\text{вых}} \cos(\varphi_{\text{об}} + \alpha), \\ Y_{\Sigma e} &= qSc_{ye} + P_{\text{вых}} \sin(\varphi_{\text{об}} + \alpha). \end{aligned} \quad (2.15)$$

Проекция перегрузок на полусвязанные оси

$$\begin{aligned} n_{xe} &= \frac{qSc_{xe}}{mg} - \frac{P_{\text{вх}}}{mg} + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos(\varphi_{\text{об}} + \alpha), \\ n_{ye} &= \frac{qSc_{ye}}{mg} + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \sin(\varphi_{\text{об}} + \alpha). \end{aligned} \quad (2.16)$$

Считаем, что проекция входного импульса на ось OY_e равна нулю.

Использование выражения (2.9) позволяет получить значения перегрузок в связанной системе координат

$$\begin{aligned} n_x &= \frac{qSc_{xe}}{mg} \cos \alpha - \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \cos \alpha + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos(\varphi_{\text{об}} + \alpha) \cos \alpha + \frac{qSc_{ye}}{mg} \sin \alpha + \\ &+ \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \sin(\varphi_{\text{об}} + \alpha) \sin \alpha = \frac{qSc_{xe}}{mg} \cos \alpha - \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \cos \alpha + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos(\varphi_{\text{об}} + \alpha - \alpha) + \frac{qSc_{ye}}{mg} \sin \alpha = \\ &= \frac{qSc_x}{mg} - \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \cos \alpha + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos \varphi_{\text{об}}, \\ n_y &= \frac{qSc_{xe}}{mg} \sin \alpha + \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \sin \alpha - \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos(\varphi_{\text{об}} + \alpha) \sin \alpha + \frac{qSc_{ye}}{mg} \cos \alpha + \\ &+ \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \sin(\varphi_{\text{об}} + \alpha) \cos \alpha = \frac{qSc_y}{mg} + \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \sin \alpha + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \sin \varphi_{\text{об}}. \end{aligned} \quad (2.17)$$

С учетом разложения (2.9) для аэродинамических коэффициентов в связанной системе координат число членов существенно возрастает. Данное

обстоятельство может привести к снижению точности идентификации тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата

$$\begin{aligned}
 n_x &= -\frac{1}{mg} qS \cos \alpha (c_{x0} + c_x^\alpha \alpha + c_x^{\alpha^2} \alpha^2) - \frac{P_{\text{ex}}}{mg} \cos \alpha + \frac{P_{\text{былх}}}{mg} \cos \varphi_{\text{ог}} + \\
 &+ \frac{1}{mg} \sin \alpha (c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_B} \delta_B), \\
 n_y &= -\frac{1}{mg} qS \sin \alpha (c_{x0} + c_x^\alpha \alpha + c_x^{\alpha^2} \alpha^2) + \frac{P_{\text{ex}}}{mg} \sin \alpha + \frac{P_{\text{былх}}}{mg} \sin \varphi_{\text{ог}} + \\
 &+ \frac{1}{mg} qS \cos \alpha (c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_B} \delta_B).
 \end{aligned} \tag{2.18}$$

Данное обстоятельство может привести к снижению точности идентификации тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления летательного аппарата. С другой стороны, достоинства этих уравнений в том, что они соответствуют структуре системы бортовых измерений, в которой перегрузки измеряются относительно связанных осей [46]. Уравнения в форме (2.18) будут использованы в следующем подразделе при выводе алгоритма, устойчивого к шумам измерений. Здесь при анализе идентифицируемости в целях сокращения числа параметров перейдем в полусвязанную систему координат. Для получения окончательного выражения перегрузок подставим значения аэродинамических коэффициентов (2.8) в уравнения (2.16)

$$\begin{aligned}
 n_{xe} &= -\frac{1}{mg} qS (c_{x0} + c_x^\alpha \alpha + c_x^{\alpha^2} \alpha^2) - \frac{P_{\text{ex}}}{mg} + \frac{P_{\text{былх}}}{mg} \cos(\varphi_{\text{ог}} + \alpha), \\
 n_{ye} &= -\frac{1}{mg} qS (c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_B} \delta_B) + \frac{P_{\text{былх}}}{mg} \sin(\varphi_{\text{ог}} + \alpha).
 \end{aligned} \tag{2.19}$$

Из общего выражения (2.19) в случае необходимости могут быть получены упрощенные формулы для различных вариантов описания тяги двигателя, при условии

$$\varphi_{\text{ог}} = 0, \quad P_{\text{ex}} = 0, \quad P_{\text{былх}} = P.$$

Анализ выражений (2.19) позволил сделать вывод о том, что выходной импульс оказывает незначительное влияние на составляющую перегрузки n_{ye} при малых углах атаки, соответствующих горизонтальному полету, внутри основной области режимов полета.

Исходя из этого, целесообразно рассматривать уравнение для составляющей перегрузки вдоль оси OX_e полусвязанной системы координат из выражения (2.19).

Раскладывая $\cos \alpha$ и $\sin \alpha$ в ряд относительно $\alpha_0 = 0$ получим следующие выражения: $\cos \alpha \approx 1 - (1/2)\alpha^2$, $\sin \alpha \approx \alpha$. С учетом изложенного получим

$$\begin{aligned} \sin \Delta \alpha &\approx \Delta \alpha, \\ \cos \Delta \alpha &\approx 1 - \frac{1}{2} \Delta \alpha^2. \end{aligned} \quad (2.20)$$

При углах атаки близких к «0» проекция перегрузки на ось OX_e из выражения (2.19) принимает следующий вид

$$\begin{aligned} mg \cdot n_{xe} &= -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha \alpha - qSc_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{вх} + P_{вых} \cos \varphi_{\delta в} - \\ &- \frac{1}{2} P_{вых} \cos \varphi_{\delta в} \cdot \alpha^2 - P_{вых} \sin \varphi_{\delta в} \cdot \alpha. \end{aligned} \quad (2.21)$$

В силу того, что в данной задаче входной импульс $P_{вх}$ практически невозможно определить методами идентификации, целесообразно задаться его значением согласно газодинамической модели ГТД. Применяя стандартные численные методы (наименьших квадратов, максимума правдоподобия при наличии шумов объекта), можно найти оценки коэффициентов силы аэродинамического сопротивления и выходного импульса $P_{вых}$ [24].

Сравнительный анализ использования стандартных численных методов будет рассмотрен в разделе 3 при формировании рекомендаций по выбору алгоритма идентификации аэродинамического сопротивления и выходного импульса $P_{вых}$.

В ходе математического моделирования было установлено, что некоторые преимущества имеет выражение для продольной перегрузки в полусвязанной системе координат n_{xe} (2.19).

Исходя из этого, в целях идентификации целесообразно использовать уравнение для составляющей перегрузки вдоль оси OX_e полусвязанной системы координат (2.19) или уравнение (2.21).

В ходе анализа было установлено, что при идентификации тяги для модели оценивания тяги силовой установки, максимально приближенной к условиям полета, свойственна плохая обусловленность задачи в силу практически полной коллинеарности векторов аэродинамического сопротивления и выходного импульса.

Решение данной задачи предполагает фиксацию постоянного значения тяги силовой установки при изменении скоростного напора. Данные условия возможно реализовать в ходе летного эксперимента.

Проведенные исследования показали, что оценки выполненные методом наименьших квадратов чувствительны к погрешностям измерений переменных, содержащихся в правой части уравнения (2.19) [45].

Для обеспечения достоверных результатов оценок значений тяги силовой установки, необходимо разработать метод устойчивый к шумам измерений.

2.3 Алгоритм получения отдельной оценки силы тяги силовой установки на основе настраиваемой модели и метода максимума правдоподобия

Во многих методах идентификации минимизируемый функционал формируют на основе теории стохастических решений [33]. К их числу относится и метод максимума правдоподобия.

При идентификации неизвестные параметры можно рассматривать как вектор случайных величин с известной априорной плотностью распределения $p(a)$, которая уточняется по результатам наблюдений $z(N)$ [21].

В соответствии с формулой Байеса условная плотность вектора параметров по наблюдениям

$$p(a|z(N)) = \frac{p(z(N)|a) p(a)}{p(z(N))}, \quad (2.22)$$

где $p(z(N)|a)$ – условная плотность распределения наблюдений по параметрам;

$p(z(N))$ – плотность распределения, соответствующая наблюдениям $z(N)$;

N – число наблюдений.

При этом, оценка вектора a , соответствующая максимуму условной плотности $p(a|z(N))$, называется оценкой максимума апостериорной вероятности.

При наличии наблюдений $z(N)$ знаменатель (2.22) есть константа, не влияющая на экстремум функционала. Если предположить, что ошибки априорных оценок велики, то учитывать априорную плотность нецелесообразно.

Исходя из этого, оценку вектора a необходимо выбирать из условия максимума плотности распределения наблюдений $p(a|z(N))$. Такая оценка называется оценкой максимума правдоподобия, а плотность $p(a|z(N))$ – функцией правдоподобия [34].

Рассмотрим случай, когда шум объекта отсутствует.

Для применения метода максимума правдоподобия задачу параметрической идентификации следует сформулировать в виде [25, 68]

$$y'(t) = f(y(t), a, u(t)), \quad (2.23)$$

$$z(t_i) = h(y(t_i), a, u(t_i)) + \eta(t_i), \quad (2.24)$$

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 $R(t_i)$,

α – вектор неизвестных параметров, подлежащий идентификации.

Предположим, что $u(t)$ является известной функцией времени.

Начальные условия $y(t_0)$ предполагаются известными или включаются в вектор оцениваемых параметров.

Шумы наблюдений представляют собой нормальные и независимые случайные векторные величины. Поэтому их совместная плотность

распределения вероятностей равна произведению плотностей для каждого момента времени $t_i, i = \overline{1, N}$.

С учетом выше изложенного функция правдоподобия принимает вид

$$p(z(N)|a) = A \exp \left\{ -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^N (z(t_i) - h(\hat{y}(t_i), a, u(t_i)))^T R^{-1}(t_i) (z(t_i) - h(\hat{y}(t_i), a, u(t_i))) \right\}, \quad (2.25)$$

где $A = \prod_{i=1}^N \left(|R(t_i)|^{-1} (2\pi)^{-r} \right)^{1/2}$ – константа, не зависящая от вектора параметров,

$\hat{y}(t_i)$ – оценка прогноза вектора состояния, получаемая из численного решения уравнения (2.23) при фиксированном значении вектора параметров.

При указанных допущениях о свойствах шумов наблюдений максимальное значение функции правдоподобия обуславливает несмещенность и эффективность оценок [33]. Максимальному значению функции правдоподобия (2.25) по параметрам a соответствует минимум логарифма вследствие монотонности логарифмической функции.

Таким образом, функционал максимума правдоподобия принимает вид

$$J(a) = \sum_{i=1}^N ((z(t_i) - h(\hat{y}(t_i), a, u(t_i)))^T R^{-1}(t_i) (z(t_i) - h(\hat{y}(t_i), a, u(t_i))))). \quad (2.26)$$

Несложно заметить, что (2.26) представляет собой функционал метода наименьших квадратов с матрицей весовых коэффициентов $R(t_i)^{-1}$.

При указанных выше допущениях о свойствах шумов наблюдений функционал максимума правдоподобия совпадает с взвешенным функционалом МНК [21].

Метод максимума правдоподобия [67, 68] отличается от классического МНК формой представления модели объекта (2.23), (2.24) и методом численной оптимизации.

С целью минимизации (2.26) в [68] предложено использовать модифицированный метод Ньютона

$$\hat{a}_{k+1} = a_k - \left(\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k}. \quad (2.27)$$

Для выяснения смысла модификации с учетом (2.23), (2.24) вычислим входящие в (2.27) производные функционала первого и второго порядков по вектору параметров.

Преобразуем функционал (2.26) к следующему виду

$$J(a) = \sum_{i=1}^N (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a))^T R^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a)), \quad (2.28)$$

где $\hat{z}(t_i, a) = h(\hat{y}(t_i, a), u(t_i))$ – оценка прогноза вектора наблюдений, получаемая численным интегрированием уравнений объекта и наблюдений (2.23), (2.24) для $t \in [t_0, t_N]$ при $v(t_i) = 0, i = \overline{1, N}$.

Для вычисления производных скалярного функционала (2.28) по вектору a размерности p используются следующие векторно-матричные соотношения, в которых предполагается, что соответствующие скалярные производные существуют

$$\frac{d(x^T A x)}{dx} = 2A x, \quad (2.29)$$

где x – вектор размерности r ;

A – симметричная матрица размерности $r \times r$.

$$\left(\frac{dJ(x(a))}{da} \right)_{(p \times 1)} = \left(\frac{dx}{da} \right)_{(p \times r)}^T \left(\frac{dJ}{dx} \right)_{(r \times 1)}, \quad (2.30)$$

где $x(a)$ – векторная функция размерности r векторного аргумента a размерности p ,

$J(x(a))$ – скалярная функция векторного аргумента x размерности r и сложная функция векторного аргумента a размерности p .

В выражении (2.30) предполагается, что производная векторной функции x по векторному аргументу a формируется по следующему правилу

$$\frac{dx}{da} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_1}{\partial a_1} & \frac{\partial x_1}{\partial a_2} & \dots & \frac{\partial x_1}{\partial a_p} \\ \frac{\partial x_2}{\partial a_1} & \frac{\partial x_2}{\partial a_2} & \dots & \frac{\partial x_2}{\partial a_p} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial x_r}{\partial a_1} & \frac{\partial x_r}{\partial a_2} & \dots & \frac{\partial x_r}{\partial a_p} \end{bmatrix}_{(r \times p)} .$$

Соотношения (2.29) и (2.30) легко доказываются путем записи скалярных элементов в явном виде.

Введем обозначение

$$\varepsilon(t_i, a) = z(t_i) - \hat{z}(t_i, a) .$$

Тогда функционал (2.28) принимает следующий вид

$$J(a) = \sum_{i=1}^N \varepsilon^T(t_i, a) R^{-1}(t_i) \varepsilon(t_i, a) . \quad (2.31)$$

Матрица $R(t_i)$ симметрична (по свойству дисперсионной матрицы).

Следовательно, симметрична и матрица $R^{-1}(t_i)$.

Найдем производную (2.31) по вектору параметров с учетом (2.29) и (2.30)

$$\begin{aligned} \frac{dJ(a)}{da} &= \sum_{i=1}^N \frac{d\varepsilon^T(t_i, a)}{da} \cdot \frac{dJ(a)}{d\varepsilon^T(t_i, a)} = \sum_{i=1}^N \frac{d\varepsilon^T(t_i, a)}{da} \cdot 2R^{-1}(t_i) \varepsilon(t_i, a) = \\ &= -2 \sum_{i=1}^N \frac{d\hat{z}^T(t_i, a)}{da} \cdot R^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a)) . \end{aligned} \quad (2.32)$$

Дифференцируя (2.32), найдем матрицу вторых производных функционала (матрицу Гессе)

$$\begin{aligned} \frac{d^2 J(a)}{da^2} &= 2 \sum_{i=1}^N \frac{d\hat{z}^T(t_i, a)}{da} \cdot R^{-1}(t_i) \frac{d\hat{z}(t_i, a)}{da} - \\ &- 2 \sum_{i=1}^N \frac{d^2 \hat{z}^T(t_i, a)}{da^2} \cdot R^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a)) . \end{aligned} \quad (2.33)$$

В соответствии с положениями, предложенными в [68], вычисление матрицы вторых производных производится по формуле

$$\frac{d^2 J(a)}{da^2} = 2 \sum_{i=1}^N \frac{d\hat{z}^T(t_i, a)}{da} \cdot R^{-1}(t_i) \frac{d\hat{z}(t_i, a)}{da}. \quad (2.34)$$

Выражение (2.34) получено путем исключения производной второго порядка из выражения (2.33) на основании рассматриваемого подхода [68].

Анализ выражения (2.34) позволил сделать следующие выводы:

сокращается количество расчетов;

ошибки при вычислении производных второго порядка исключаются.

В то же время, основной недостаток метода Ньютона заключается в необходимости вычисления производных второго порядка [36]. Формула (2.34) позволяет решить данную проблему.

На основании [34] точность вычисления матрицы Гессе имеет значение только вблизи точки минимума, когда функционал хорошо аппроксимируется квадратичной функцией. Это связано с тем, что метод Ньютона обладает одношаговой сходимостью для квадратичных функций [34, 36]. Для рассматриваемого случая вблизи точки минимума $a \approx a_{ист}$, где $a_{ист}$ – истинное значение параметров. При этом

$$\varepsilon(t_i, a) = z(t_i) - \hat{z}(t_i, a) \approx \eta(t_i)$$

и, следовательно,

$$M[z(t_i) - \hat{z}(t_i, a)] \approx 0. \quad (2.35)$$

Отбрасываемое слагаемое (2.33), содержащее производную второго порядка, пропорционально оценке математического ожидания (2.35) по N наблюдениям. Вторые производные в (2.33) являются непрерывными и ограниченными, так как при использовании метода Ньютона [36] функционал дважды непрерывно дифференцируется.

Таким образом, вблизи точки минимума второе слагаемое в (2.33) приближенно равно нулю.

В виду того, что квадратичность функционала при удалении от точки экстремума выражается незначительно, следовательно, не нужна высокая точность при вычислении матрицы Гессе [34].

Моделирование полученного алгоритма при обработке больших объемов полетных данных показало, что процесс (2.27) принимает минимальное значение на 4...8 итерации при погрешностях первоначальных оценок, составляющих порядка 50%.

При указанных проверках алгоритма производные оценок прогноза определялись численно для моментов времени $t_i, i = \overline{1, N}$ по формулам [25, 68]

$$\frac{d\hat{z}(t_i, a)}{da} = \left[\frac{\partial \hat{z}(t_i, a)}{\partial a_1} \quad \frac{\partial \hat{z}(t_i, a)}{\partial a_2} \quad \dots \quad \frac{\partial \hat{z}(t_i, a)}{\partial a_p} \right]_{(r \times p)}, \quad (2.36)$$

$$\frac{\partial \hat{z}(t_i, a)}{\partial a_j} = \frac{\hat{z}(t_i, a + \varepsilon e_j) - \hat{z}(t_i, a)}{\varepsilon},$$

где e_j – вектор размерности p , все элементы которого равны нулю за исключением j -го элемента, который равен 1;

ε - малое число, обычно задаваемое на уровне 0,001...0,1% от номинального значения параметров.

Оценки $\hat{z}(t_i, a), i = \overline{1, N}$ определены численным решением (2.23), (2.24) при $v(t_i) = 0$.

Окончательно идентификация осуществляется при следующем условии

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

где $\delta = 0,005...0,02$.

Для решения задачи отдельной оценки силы тяги силовой установки на основе рассмотренного выше варианта метода максимума правдоподобия необходимо определить векторы входного, выходного сигналов, а также вектор наблюдений [44].

Рассмотрим систему уравнений пространственного движения летательного аппарата в связанной системе координат [38]

$$\begin{aligned}
\frac{dV_x(t)}{dt} &= \omega_z(t)V_y(t) - \omega_y V_z(t) + g(n_x(t) - \sin \vartheta(t)); \\
\frac{dV_y(t)}{dt} &= \omega_x(t)V_z(t) - \omega_z V_x(t) + g(n_y(t) - \cos \vartheta(t) \cos \gamma(t)); \\
\frac{dV_z(t)}{dt} &= \omega_y(t)V_x(t) - \omega_x V_y(t) + g(n_z(t) - \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t)); \\
n_x(t) &= \frac{P \cos \varphi_p - X}{mg}; \\
n_y(t) &= \frac{P \sin \varphi_p + Y}{mg}; \\
n_z(t) &= \frac{Z}{mg}.
\end{aligned} \tag{2.37}$$

В выражении (2.37) эйлеровы углы тангажа, крена и рыскания (ϑ , γ , ψ) определяются системой кинематических уравнений

$$\begin{aligned}
\dot{\vartheta}(t) &= \omega_y(t) \sin \gamma(t) + \omega_z(t) \cos \gamma(t); \\
\dot{\gamma}(t) &= \omega_x(t) - (\omega_y(t) \cos \gamma(t) - \omega_z(t) \sin \gamma(t)) \tan \vartheta(t); \\
\dot{\psi}(t) &= \frac{1}{\cos \vartheta(t)} (\omega_y(t) \cos \gamma(t) - \omega_z(t) \sin \gamma(t)).
\end{aligned}$$

Из общей системы уравнений пространственного движения ЛА (2.37) в рамках разрабатываемого алгоритма выделим три уравнения, которые включают проекции на оси скоростной системы координат относительно скорости полета, угла атаки и угла скольжения (V , α , β) [38]

$$\begin{aligned}
\frac{dV(t)}{dt} &= a_x(t) \cos \alpha(t) \cos \beta(t) - a_y(t) \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + a_z(t) \sin \beta(t); \\
\frac{d\alpha(t)}{dt} &= \omega_z(t) + (\omega_y(t) \sin \alpha(t) - \omega_x(t) \cos \alpha(t)) \tan \beta(t) - \\
&- \frac{1}{V(t) \cos \beta(t)} (a_x(t) \sin \alpha(t) + a_y(t) \cos \alpha(t));
\end{aligned} \tag{2.38}$$

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

В уравнениях (2.38) $a_x(t)$, $a_y(t)$, $a_z(t)$ есть проекции ускорений на оси связанной системы координат, вычисляемые по формулам

$$\begin{aligned}
a_x(t) &= g(n_x(t) - \sin \vartheta(t)); \\
a_y(t) &= g(n_y(t) - \cos \vartheta(t) \cos \gamma(t)); \\
a_z(t) &= g(n_z(t) + \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t)).
\end{aligned} \tag{2.39}$$

В рассматриваемой задаче маневр выполняется в продольной плоскости, поэтому параметры бокового движения имеют весьма малые значения.

Однако приравнивать их к нулю, в соответствии с общепринятым подходом динамики полета, нецелесообразно [22, 31]. Поэтому в ходе численного решения задачи учтем их, подставляя в (2.38) и (2.39) измеренные в полете значения этих параметров. Объединим функции, полученные по результатам измерений, в вектор $u(t_i)$

$$u(t_i) = [n_z(t_i)\omega_x(t_i)\omega_y(t_i)\omega_z(t_i)\gamma(t_i)\beta(t_i)].$$

Следует отметить, что в вектор $u(t_i)$ наряду с сигналами бокового движения включена также угловая скорость $\omega_z(t_i)$, необходимая для решения системы уравнений (2.38).

Для вычисления проекций перегрузки $n_x(t_i)$ и $n_y(t_i)$ на оси связанной системы координат применим следующие выражения, полученные в подразделе 2.2

$$\begin{aligned} n_x(t) &= -\frac{1}{mg} q(t)S \cos \alpha(t)(c_{x0} + c_x^\alpha \alpha(t) + c_x^{\alpha^2} \alpha^2(t)) - \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \cos \alpha(t) + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \cos \varphi_{\text{об}} + \\ &+ \frac{1}{mg} q(t)S \sin \alpha(t)(c_{y0} + c_y^\alpha \alpha(t) + c_y^{\delta_B} \delta_B(t)); \\ n_y(t) &= -\frac{1}{mg} q(t)S \sin \alpha(t)(c_{x0} + c_x^\alpha \alpha(t) + c_x^{\alpha^2} \alpha^2(t)) + \frac{P_{\text{вх}}}{mg} \sin \alpha(t) + \frac{P_{\text{вых}}}{mg} \sin \varphi_{\text{об}} + \\ &+ \frac{1}{mg} q(t)S \cos \alpha(t)(c_{y0} + c_y^\alpha \alpha(t) + c_y^{\delta_B} \delta_B(t)). \end{aligned} \quad (2.40)$$

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 небольших 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.

Тогда вектор параметров, подлежащих оцениванию, принимает вид

$$a^T = [C_{x_0} \ C_x^\alpha \ C_x^{\alpha^2} \ P_{\text{вых}} \ C_{y_0} \ C_y^\alpha]. \quad (2.41)$$

Рассмотрим уравнения наблюдений. При этом в вектор наблюдений войдут 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

$$\begin{aligned} z_1(t_i) &= \vartheta(t_i) + \xi_{\vartheta}(t_i); \\ z_2(t_i) &= n_x(t_i) + \xi_{n_x}(t_i); \\ z_3(t_i) &= \alpha(t_i) + \xi_{\alpha}(t_i); \\ z_4(t_i) &= n_y(t_i) + \xi_{n_y}(t_i); \\ z_5(t_i) &= V(t_i) + \xi_V(t_i). \end{aligned} \quad (2.42)$$

В процессе идентификации значения $\vartheta(t_i)$, $\alpha(t_i)$, $V(t_i)$ получаются из численного интегрирования дифференциальных уравнений (2.38) с учетом выражений (2.39) и (2.40).

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

2.4 Метод оценивания приращения эффективной силы тяги при изменении режима работы двигателей

В подразделе 2.3 некорректную задачу предлагалось решать путем оценивания абсолютного значения эффективной тяги силовой установки. Сложность решения данной задачи обусловлена ее высокой чувствительностью к влиянию шумов измерений летных параметров.

Одним из способов решения некорректной задачи заключается в переходе к корректной задаче за счет изменения ее первоначальной формулировки [41; 42]. Это позволит уменьшить зависимость получаемых данных от погрешностей летного эксперимента 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

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha - qS c_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha). \quad (2.43)$$

Обозначим угол атаки на рассматриваемом установившемся режиме α_0 .

После тригонометрических преобразований уравнение (2.43) принимает вид

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha - qS c_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) \cos \Delta\alpha - \\ - P_{вых} \sin(\varphi_{дв} + \alpha_0) \sin \Delta\alpha, \quad (2.44)$$

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

Применим разложения, которые достаточно точно выполняются при малых $\Delta\alpha$

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha - qS c_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) - \\ - \frac{1}{2} P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0) \Delta\alpha^2 - P_{вых} \sin(\varphi_{дв} + \alpha_0) \Delta\alpha. \quad (2.45)$$

Введем обозначение

$$P_{эф} = -P_{вх} + P_{вых} \cos(\varphi_{дв} + \alpha_0). \quad (2.46)$$

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

При малых углах установки двигателей $\varphi_{дв}$ и углах атаки α уравнение (2.46) переходит в известную приближенную формулу для эффективной тяги

$$P_{эф} \approx -P_{вх} + P_{вых}. \quad (2.47)$$

Подставим выражение (2.46) и $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$ в уравнение (2.45)

$$m g n_{x_e} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha_0 - qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 - qS c_x^\alpha \Delta\alpha - qS c_x^{\alpha^2} \Delta\alpha^2 - 2qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0 \Delta\alpha + P_{\text{эф}} - \frac{1}{2} P_{\text{вылх}} \cos(\varphi_{\text{дв}} + \alpha_0) \Delta\alpha^2 - P_{\text{вылх}} \sin(\varphi_{\text{дв}} + \alpha_0) \Delta\alpha. \quad (2.48)$$

Для начального установившегося режима (рисунок 2.1), в котором угол атаки $\alpha = \alpha_0$ и $\Delta\alpha = 0$, запишем уравнение (2.48)

$$m g n_{x_{e0}} = -qS c_{x_0} - qS c_x^\alpha \alpha_0 - qS c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 + P_{\text{эф}}. \quad (2.49)$$

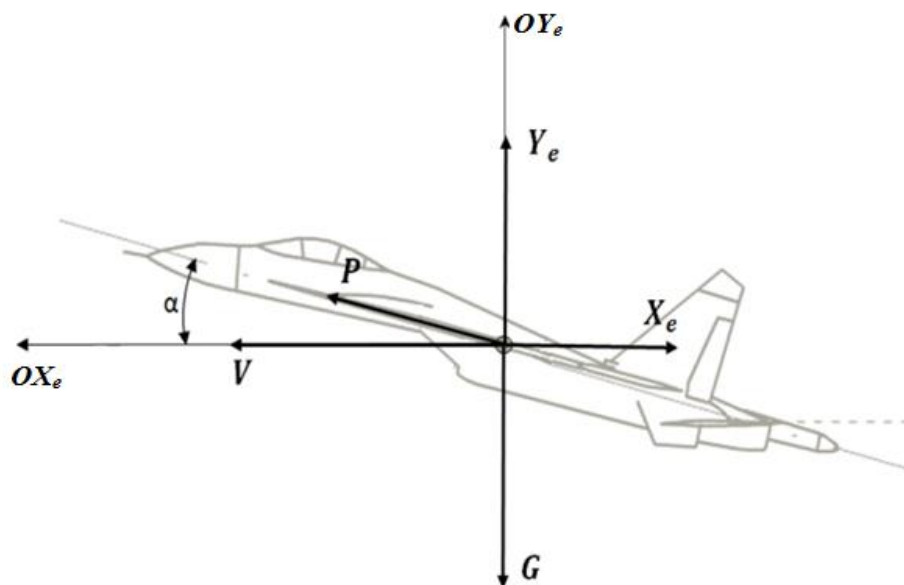


Рисунок 2.1 – Сбалансированное движение в прямолинейном горизонтальном полете

Допустим, что в полете выполнен следующий маневр. Из установившегося прямолинейного горизонтального полета произведено отклонение РУД на увеличение тяги, а затем самолет переведен в прямолинейный набор высоты с тем же числом M и углом атаки α_0 (рисунок 2.2).

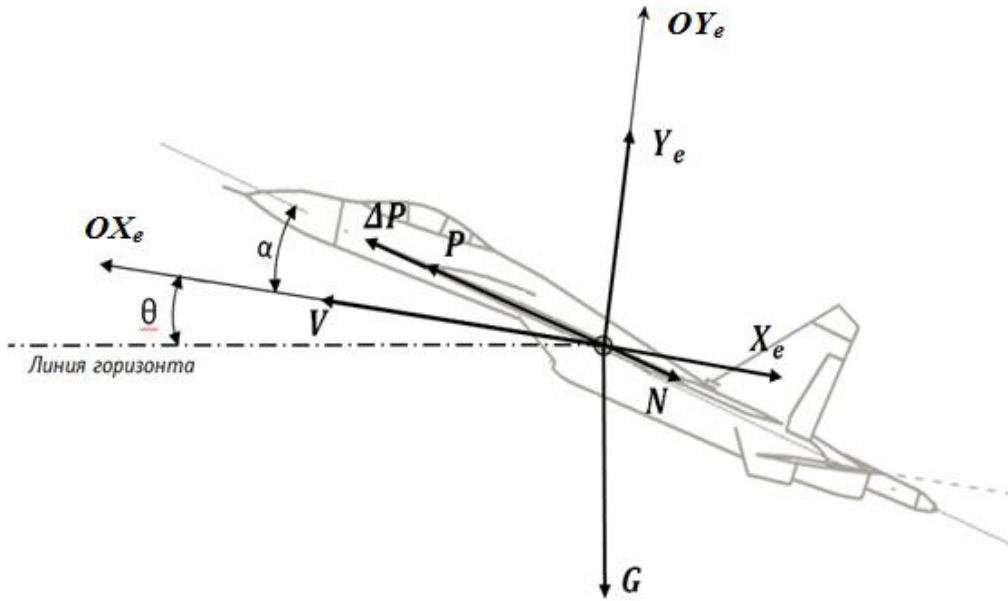


Рисунок 2.2 – Прямолинейный набор высоты с постоянным углом наклона траектории

Пусть после выхода двигателя на установившийся режим работы выполнен участок полета в наборе с указанными M и α_0 длительностью 2...3 с. При этом эффективная тяга изменяется, а сила сопротивления, зависящая от M и α_0 , остается постоянной.

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

Выберем точки, на которых $\alpha = \alpha_0$ и запишем уравнение, аналогичное выражению (2.49), но для другого момента времени

$$m g n_{x_{e1}} = -q S c_{x_0} - q S c_x^\alpha \alpha_0 - q S c_x^{\alpha^2} \alpha_0^2 + P_{\text{эф1}}. \quad (2.50)$$

Вычтем из уравнения (2.50) уравнение (2.49)

$$m g (n_{x_{e1}} - n_{x_0}) = P_{\text{эф1}} - P_{\text{эф}} = \Delta P_{\text{эф}}. \quad (2.51)$$

Таким образом, получено выражение для оценки приращения эффективной тяги при изменении режима работы двигателя на заданной высоте H при постоянном числе M

$$\Delta P_{\text{эф}} = m g (n_{x_{e1}} - n_{x0}). \quad (2.52)$$

Очевидно, что корректность оценки (2.52) зависит от того, насколько точно выполняются условия равенства углов атаки и скоростных напоров в выбранных точках, то есть соблюдаются условия $\alpha \approx \alpha_0$, $q \approx q_0 \approx q_1$.

Для повышения точности оценок целесообразно выбрать несколько пар точек, а в качестве окончательной оценки использовать среднее значение.

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.

Выше, преобразовывая уравнение (2.43), мы выделили установившийся угол атаки в начале участка α_0 , выразили через приращение от него текущий угол атаки $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$, и получили формулу (2.48). Однако при малых углах атаки можно не выделять специально α_0 , и просто рассматривать текущий угол атаки α , не раскладывая его на сумму установившегося начального значения α_0 и приращения.

В таком случае формула (2.45) принимает вид

$$\begin{aligned} mg \cdot n_{x_e} = & -qSc_{x0} - qSc_x^\alpha \alpha - qSc_x^{\alpha^2} \alpha^2 - P_{\text{вх}} + P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\text{дв}} - \frac{1}{2} P_{\text{вых}} \cos \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha^2 - \\ & - P_{\text{вых}} \sin \varphi_{\text{дв}} \cdot \alpha. \end{aligned} \quad (2.53)$$

Обозначим составляющие тяги в начале режима $P_{\text{вх}0}$, $P_{\text{вых}0}$ и объединим

$$P_{\text{эф}0} = -P_{\text{вх}0} + P_{\text{вых}0} \cos \varphi_{\text{дв}}.$$

Выделим группы слагаемых, пропорциональные единице, углу атаки и квадрату угла атаки

$$\begin{aligned}
m g n_{xe} = & 1 \cdot \left(-qS c_{x_0} + P_{вых_0} \cos \varphi_{\delta\theta} - P_{ex_0} \right) - \alpha \left(qS c_x^\alpha + P_{вых_0} \sin \varphi_{\delta\theta} \right) - \\
& - \alpha^2 \left(qS c_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2} P_{вых_0} \cos \varphi_{\delta\theta} \right) = 1 \cdot \left(-qS c_{x_0} + P_{эф_0} \right) - \alpha \left(qS c_x^\alpha + P_{вых_0} \sin \varphi_{\delta\theta} \right) - \\
& - \alpha^2 \left(qS c_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2} P_{вых_0} \cos \varphi_{\delta\theta} \right). \tag{2.54}
\end{aligned}$$

Пусть в ПГП выполнены симметричные дачи длительностью 1.5...3 с в канале тангажа, то есть, созданы приращения перегрузки n_{xe} и угла атаки α относительно балансировочного значения.

Это позволяет найти оценки величин, являющихся в уравнении (2.54) множителями при 1, α , α^2 , например, по методу наименьших квадратов.

При этом анализ полученных оценок показывает, что невозможно получить значения неизвестных параметров тяги силовой установки $P_{эф}$ и коэффициента аэродинамического сопротивления C_{x_0} воздушного судна, входящих в множитель при 1.

Для определения оценки приращения эффективной тяги $P_{эф}$ при изменении режима работы двигателя необходимо поставить задачу идентификации. В целях решения этой задачи должен выполняться специальный тестовый маневр, который будет представлен в Приложении Б.

Запишем уравнение, аналогичное (2.54), обозначая в явном виде зависимость $P_{эф}(t)$, $P_{вых}(t)$ от времени

$$\begin{aligned}
m g n_{xe} = & 1 \cdot \left(-qS c_{x_0} + P_{эф}(t) \right) - \alpha \left(qS c_x^\alpha + P_{вых}(t) \sin \varphi_{\delta\theta} \right) - \\
& - \alpha^2 \left(qS c_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2} P_{вых}(t) \cos \varphi_{\delta\theta} \right). \tag{2.55}
\end{aligned}$$

Пусть согласно МНК по результатам симметричных дач по тангажу получены оценки параметров \hat{a}_0 , \hat{a}_1 , \hat{a}_2 , являющихся в уравнении (2.55) множителями при 1, α , α^2

$$\begin{aligned}
\hat{a}_0 &= (-qS c_{x_0} + P_{\text{эф}0}); \\
\hat{a}_1 &= (qS c_x^\alpha + P_{\text{в}x_0} \sin \varphi_{\text{дв}}); \\
\hat{a}_2 &= \left(qS c_x^{\alpha^2} + \frac{1}{2} P_{\text{в}x_0} \cos \varphi_{\text{дв}} \right).
\end{aligned} \tag{2.56}$$

Умножим эти оценки соответственно на 1, $-\alpha(t)$, $-\alpha^2(t)$ и вычтем их из уравнения (2.55).

В результате получим

$$\Delta P_{\text{эф}}(t) - \Delta P_{\text{в}x}(t) \left(\alpha \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2 \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) = m g n_{x_e} - \hat{a}_0 + \hat{a}_1 \alpha(t) + \hat{a}_2 \alpha(t)^2, \tag{2.57}$$

где n_{x_e} находится по измерениям перегрузки в полете.

Выражение (2.57) позволяет найти оценки для приращения эффективной силы тяги $\Delta P_{\text{эф}}(t)$. Второе слагаемое в левой части уравнения (2.57) является погрешностью, которая практически не оказывает влияние на результаты получаемых оценок. Во-первых, при малых углах атаки и углах установки двигателя его величина относительно мала. Во-вторых, в целях снижения влияния этой погрешности значением входного импульса $P_{\text{в}x}$ задаются согласно газодинамической модели ГТД.

Запишем выражения для выходного импульса в начальный и последующие произвольные моменты времени согласно зависимости (2.47)

$$P_{\text{в}x0} \approx P_{\text{эф}0} + P_{\text{в}x0},$$

$$P_{\text{в}x}(t) \approx P_{\text{эф}}(t) + P_{\text{в}x}(t).$$

Вычитая из второго соотношения первое, получим выражение для приращения выходного импульса

$$\Delta P_{\text{в}x}(t) = P_{\text{в}x}(t) - P_{\text{в}x0} \approx P_{\text{эф}}(t) - P_{\text{эф}0} + P_{\text{в}x}(t) - P_{\text{в}x0} = \Delta P_{\text{эф}}(t) - \Delta P_{\text{в}x}(t).$$

Подставим этот результат в формулу оценки приращения эффективной тяги (2.57)

$$\begin{aligned} \Delta P_{\varphi}(t) - (\Delta P_{\varphi}(t) - \Delta P_{\text{ex}}(t)) \left(\alpha(t) \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2(t) \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) &= m g n_{x_e} - \hat{a}_0 + \hat{a}_1 \alpha(t) + \hat{a}_2 \alpha(t), \\ \Delta P_{\varphi}(t) \left(1 - \left(\alpha(t) \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2(t) \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) \right) + \Delta P_{\text{ex}}(t) \left(\alpha(t) \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2(t) \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) &= \\ = m g n_{x_e} - \hat{a}_0 + \hat{a}_1 \alpha(t) + \hat{a}_2 \alpha(t). \end{aligned}$$

Окончательно получим

$$\begin{aligned} \Delta P_{\varphi}(t) &= \left(1 - \left(\alpha(t) \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2(t) \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) \right)^{-1} \times \\ &= \times \left[m g n_{x_e} - \hat{a}_0 + \hat{a}_1 \alpha(t) + \hat{a}_2 \alpha(t) - \Delta P_{\text{ex}}(t) \left(\alpha(t) \sin \varphi_{\text{дв}} + \alpha^2(t) \frac{1}{2} \cos \varphi_{\text{дв}} \right) \right]. \end{aligned} \quad (2.58)$$

В выражении (2.58) приращение входного импульса необходимо брать по газодинамической модели ГТД. Погрешности этого значения входят в погрешность итоговой оценки. Однако, их влияние весьма мало, поскольку множителем при них являются малые углы, выраженные в радианах.

Рассмотрим подробнее получение формулы идентификации по методу наименьших квадратов [21]. Для этого возьмем начальный установившийся участок.

Поскольку истинные значения оценок параметров нам не известны, сделаем допущение, что вектор идентифицируемых параметров a равен оценке вектора идентифицируемых параметров \hat{a} , а величины a_0 , a_1 , a_2 соответственно равны оценкам \hat{a}_0 , \hat{a}_1 , \hat{a}_2 .

На основании вышеизложенного рассуждения следует, что вектор идентифицируемых параметров принимает вид

$$a^T = [a_0 \quad a_1 \quad a_2].$$

Значения параметров определяются формулами (2.56). Идентификация выполняется по методу наименьших квадратов на основе уравнения (2.55). Учтем в явном виде, что бортовые измерения выполняются в дискретные моменты времени $i = 1, 2, \dots, N$, где N – число измерений на участке идентификации.

Для нахождения оценок согласно методу наименьших квадратов формируются вектор Y размерности N , и матрица X размерности $N \times N$

$$Y = \begin{bmatrix} mg n_{xe}(t_1) \\ mg n_{xe}(t_2) \\ \dots \\ mg n_{xe}(t_N) \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} 1 & \alpha(t_1) & \alpha(t_1)^2 \\ 1 & \alpha(t_2) & \alpha(t_2)^2 \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & \alpha(t_N) & \alpha(t_N)^2 \end{bmatrix}. \quad (2.59)$$

Тогда оценка вектора идентифицируемых параметров находится по формуле

$$\hat{a} = (X^T X)^{-1} X^T Y. \quad (2.60)$$

Полученные оценки применяются в формуле (2.57 или 2.58).

Влияние случайных погрешностей существенно уменьшается с использованием алгоритмических методов [26]. Систематические погрешности определяются в летных испытаниях и методиках [25, 50].

Систематические погрешности измерений углов атаки и воздушной скорости необходимо исключить на этапе летных испытаний, применяя, например, методики [11, 47-49]. Контроль уровня погрешностей угла атаки следует осуществлять согласно [25].

2.5 Разработка методики выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки

2.5.1 Формирование необходимых условий при выполнении летного эксперимента

Рассмотрим тестовые полетные режимы, применяемые для учета систематических погрешностей бортовых измерений воздушных параметров [47-49, 52]. Развитие методов летных исследований по определению летных характеристик дает возможность более широкого использования неустановившихся (нестационарных) режимов полета, на которых параметры, характеризующие режим работы силовой установки, изменяются во времени. Применение таких режимов позволяет сократить сроки испытаний. Однако

определение летных характеристик основано на результатах измерений в фиксированный момент времени.

Нестационарный режим, на котором выполняется это условие, называют квазистационарным. Развитие методов испытаний характеризуется все большим использованием квазистационарных режимов. В МВИ наряду с режимами, квазистационарными по числу M (разгоны), широко применяются режимы, квазистационарные по числу M и углу атаки α , иными словами продольные маневры с изменяющимся углом тангажа [50]. Использование таких маневров позволяет значительно повысить информативность эксперимента. Это достигается за счет получения в одном полете экспериментального материала не по одному (число M), а по двум параметрам (число M и угол атаки α) при выполнении продольных маневров на нескольких заданных числах M в процессе разгона или торможения. На таких маневрах можно применять косвенные, достаточно точные ($\Delta\alpha = 0.2 \dots 0.3^\circ$), методы измерения угла атаки, то есть решить важную метрологическую задачу и, таким образом, обеспечить независимость экспериментальных материалов от трубных данных по этому параметру. Использование квазистационарных продольных маневров позволяет повысить достоверность экспериментальных материалов при сокращении затрат полетного времени.

Маневр «ввод-вывод» является основным экспериментальным режимом в МВИ. Он выполняется из режима прямолинейного горизонтального полета на заданном числе M путем плавной отдачи ручки управления от себя до достижения заданного минимального угла атаки α_{min} и последующего без задержки плавного взятия ее на себя до достижения заданного максимального угла атаки α_{max} . Маневр должен осуществляться с заданным постоянным темпом изменения перегрузки на участках ввода и вывода. Темп изменения перегрузки на том и другом участке и ее значения, соответствующие n_{ymin} и n_{ymax} , задаются летчику заранее. Продолжительность участка ввода обычно составляет 3...5 с, а вывода 7...12 с (при $\alpha_{max} = 12 \dots 14^\circ$).

На маневре самолет при небольшом изменении заданного числа M (в среднем $\Delta M = 0.04 \dots 0.08$) проходит исследуемый диапазон изменения угла атаки при практически постоянной высоте ($\Delta H = 200 \dots 300$ м), центровке x_m и режиме работы силовой установки. Угловая скорость тангажа при этом не превышает $1 \dots 2$ град/с, а величина «избыточных» (по сравнению с балансировочными) углов отклонения стабилизатора (руля высоты) не превышает десятых долей градуса, что позволяет считать получаемые характеристики практически соответствующими балансировочным в условиях стационарности обтекания.

Маневр «ввод-вывод» позволяет исследовать любую точку области $H (M)$ эксплуатационных режимов полета в заданном диапазоне угла атаки. Это позволяет существенно снизить объем полетов на различных этапах испытаний. При слабом влиянии числа M на аэродинамические характеристики планера поляра $C_{x_{бал}} (C_y)$ и зависимость $C_{y_{бал}} (\alpha)$ для $M = const$ могут быть получены из одного маневра «ввод-вывод» для среднего на маневре значения числа M .

Маневр «ввод-вывод» позволяет также в определенных пределах повышать степень достоверности результатов за счет многократного выполнения маневра в заданной точке области $H (M)$ или отдельных ее диапазонах и последующей статистической обработки полученного материала. Это свойство может иметь значение для обеспечения максимально возможной достоверности характеристик на основных эксплуатационных режимах. Специальные исследования погрешностей определения характеристик показали, что более чем 10 – 12-кратное проведение опыта уже мало влияет на повышение достоверности результата. Практически же достаточно четырех экспериментов.

Кроме вышеуказанных целесообразно дать следующие дополнительные рекомендации по использованию маневра «ввод-вывод» [50].

Особое значение имеет плавность выполнения маневра. Рывки и задержки ручки (штурвала) приводят к существенному ухудшению экспериментальных материалов. Для получения требуемого постоянного темпа изменения нормальной перегрузки на участке вывода необходим разный темп движения ручки.

На участке от α_{min} до α_{en} он должен быть медленнее, чем на участке от α_{en} до α_{max} . Это связано с тем, что на первом участке приращения угла тангажа ϑ и скоростного угла тангажа ϑ_a дают приращения угла атаки одного знака, а на втором – разных знаков.

Фиксированные значения чисел M полета, на которых определяются характеристики, обычно выбираются в дозвуковом диапазоне скорости с шагом $\Delta M = 0.1$, а в сверхзвуковом $\Delta M = 0.2$.

В связке с маневрами «ввод-вывод» выполняются два вспомогательных режима полета, обусловленных принятым способом измерения угла атаки на маневре.

Прямолинейный горизонтальный установившийся полет («площадка») для коррекции ЦГВ выполняется в течение двух минут на высоте и числе M полета, близких к заданным для маневров, при которых он легко реализуем по условиям пилотирования, а промежуток времени с момента выключения коррекции до начала выполнения маневра «ввод-вывод» будет минимальным, но не менее необходимого для выхода СУ с дроссельного режима на максимально заданный и последующего выполнения 10 - секундного участка перед маневром «ввод-вывод». Как правило, «площадки» выполняют на тех же высотах, что и маневры.

Прямолинейный горизонтальный полет непосредственно перед каждым маневром «ввод-вывод» выполняется продолжительностью 10...12 секунд. Этот режим необходим для определения на маневре начального значения скоростного угла тангажа и контроля начального угла тангажа, регистрируемого ЦГВ. Он выполняется на заданном для маневра «ввод – вывод» режиме работы двигателей. Полет на данном участке должен быть близким к горизонтальному, летчику нельзя допускать резких переключений руля высоты, так как это приводит к колебательному движению самолета на маневре и ухудшает качество экспериментальных материалов.

После одной «площадки» может быть выполнено несколько маневров «ввод-вывод» (обычно не более трех), но при условии, что продолжительность полета с момента выключения коррекции ЦГВ до момента завершения последнего маневра не превысит времени, определяемого допустимым «уходом» ЦГВ (обычно 3 минуты).

Прямолинейные и криволинейные горизонтальные разгоны и торможения выполняются для получения дополнительного экспериментального материала к определяемым по результатам обработки маневров «ввод-вывод» аэродинамическим и тяговым характеристикам. Указанные режимы выполняются на тех же высотах и при том же режиме работы СУ, что и маневры «ввод-вывод» для соответствующих диапазонов значений числа M полета, с постоянными значениями нормальной перегрузки $n = const$, а если такое невозможно из-за эксплуатационных ограничений по $\alpha_{доп}$ (в диапазоне малых скоростей полета), то с постоянным значением угла атаки $\alpha < \alpha_{доп}$. Методику комплексных летных исследований целесообразно применять в основном на этапах летно-конструкторских и государственных испытаний, так как для этого требуется оборудование самолета специальной системой бортовых измерений [50].

На этапе ЛКИ аэродинамические характеристики планера и тяговые характеристики силовой установки самолета определяются в полном объеме во всех эксплуатационных диапазонах высот и скоростей полета, а также углов атаки. При доработках самолета или силовой установки, приводящих к изменению аэродинамических характеристик планера и тяги силовой установки, необходимо продолжить испытания в диапазонах M , H и α , где эти доработки оказывают влияние.

На этапе государственных испытаний определение аэродинамических характеристик планера и тяговых характеристик силовой установки производится в случае необходимости, обусловленной доработками планера или силовой установки, выполненными на этом этапе и приведшими к изменению аэродинамических и тяговых характеристик.

Требования, предъявляемые при проведении летных экспериментов, представлены в Приложении А.

2.5.2 Разработка методики выполнения летных экспериментов по идентификации эффективной тяги силовой установки

До начала лётных экспериментов выполняются наземные работы по нивелировке объекта и проверке характеристик КСУ. Проверяются (при необходимости - выполняются) тарировка датчиков и настройка СБИ и КБТИ, выполняется проверка и настройка ПМО системы обработки. До начала летных экспериментов контролируются соответствующие массово-центровочные и инерционные характеристики объекта с проверяемыми вариантами загрузки, проверяется порядок выработки топлива из внутренних баков, выполняется газовка всех двигателей и проверка настроек законов регулирования [32].

Количество натурных летных экспериментов и временные затраты на их выполнение определяются условиями проведения испытаний, которые, в свою очередь, зависят от конкретных особенностей ЛА, силовой установки и назначения авиационного комплекса.

Условия проведения летного эксперимента.

Оценка эффективной тяги силовой установки выполняется как при симметричной тяге, так и при имитации тяговой несимметрии, обусловленной отказом одного двигателя. При этом проверяются в основном самые критичные как по величине ожидаемой потери тяги (это может быть связано с различиями в размещении двигателей), так и по величине дополнительного момента, обусловленного тяговой несимметрией. До настоящего времени существуют и в ближайшей перспективе будут существовать многодвигательные самолеты, для которых отказ одного, и даже двух двигателей, не должен препятствовать продолжению выполнения целевой задачи.

Оценивание эффективной тяги силовой установки производится во всех конфигурациях самолета (полетной, взлетной и посадочной, крейсерской)

на режимах номинальной, максимальной, форсажной, чрезвычайной, дроссельной тяги.

Оцениваемые уровни дросселирования тяги определяются, исходя из целевого предназначения летательного аппарата, его массы и условий обеспечения потребной тяги на режимах барражирования, набора высоты по оптимальному закону, снижения на наивыгоднейшем режиме, а также при заходе на посадку. Летные эксперименты по оцениванию величины эффективной тяги проводятся в пределах эксплуатационных ограничений по центровке, скорости, перегрузок до предельных и допустимых углов атаки, соответствующих конкретной конфигурации и числу M полета

$$\alpha = \alpha_{\text{пред}} - (1 \dots 2^\circ) = \alpha_{\text{доп}} + (2 \dots 3^\circ),$$

где $\alpha_{\text{пред}}$ и $\alpha_{\text{доп}}$ – соответственно предельный и допустимый для конкретных конфигурации и числа M углы атаки.

До выполнения этих экспериментов должны быть определены характеристики устойчивости и управляемости вплоть до $\alpha_{\text{пред}}$. В иных случаях летные эксперименты по оцениванию эффективной тяги выполняются до углов атаки, на $1 \dots 2^\circ$ меньших, чем достигнутые при определении характеристики устойчивости и управляемости. До выполнения полётов на оценку прочности с достижением максимальных эксплуатационных перегрузок и индикаторных скоростей в экспериментах не превышать

$$V_{\text{пр}} = (V_{\text{пр max}} - 25 \text{ км/ч});$$

$$M = (M_{\text{max}} - 0.1);$$

$$n_{y \text{ доп}} = 0.85n_{y \text{ max}}.$$

Типовые контрольные маневры выполняются в следующих условиях полета по высоте и скорости:

1) ВПК: $H = 500 \dots 4000 \text{ м}$, $V_{\text{пр}} = (V_{\text{пр min}} + 20 \text{ км/ч})$, $V_{\text{пр max ВПК}}$,
 $\Delta V_{\text{пр}} = 50 \dots 100 \text{ км/ч}$.

2) ПК: при практическом потолке самолета $H_{\text{пр}} < 10000 \text{ м}$ допускается выполнение оценок на одной («меньшей») высоте $H_{\text{меньшее}} = 3 \dots 6 \text{ км}$;

при $H_{пр} > 10000$ м, оценки выполняются на высоте $H_{меньшее} = 3 \dots 6$ км;
 $H_{большее} = H_{пр} - (2 \dots 3)$ км с шагом по высоте $\Delta H \leq 4 \dots 6$ км между этими
 высотами.

Диапазон выполнения режимов по скорости (числу M)

$$V_{пр} = (V_{пр\ min} + 20 \text{ км/ч}) \dots V_{пр\ max}(M_{max}).$$

По скорости режимы выполняются на 3...7 значениях скоростей дозвукового диапазона, 3...4 – сверхзвукового диапазона и на 3...4 – в трансзвуковом диапазоне скоростей.

Если основная эксплуатационная область применения самолета по высоте включает малые (менее 1000 м) высоты, то выборочно режимы выполняются и на этих высотах. При этом на малых высотах режимы выполняются в диапазоне скоростей

$$V_{пр} = 1.2V_{пр\ min} \dots V_{пр\ max}(M_{max}).$$

На высотах менее 2000 м в области вторых режимов по скорости эксперименты не выполняются.

Исследуются следующие установившиеся РРД, на которых оценивается эффективная тяга: «Малый газ» (МГ), «Номинал» (Ном), «Максимал» (М), «Минимальный форсаж» (МФ), «Полный форсаж» (ПФ), «Чрезвычайный режим» (ЧР), «Дроссельный режим» (ДР). Рассматриваются следующие виды РРД с тяговой несимметрией (пример для двухдвигательного самолета): «МГ-М», «МГ-ПФ», «М-МГ», «ПФ-МГ». Для случая, если двигателей больше двух, аналогичные РРД выбираются для наиболее разнесенных правого и левого двигателей.

На высотах менее 2000 м в области вторых режимов по скорости эксперименты не выполняются.

Методические рекомендации летному составу по выполнению тестовых маневров, обеспечивающих идентификацию абсолютного значения и приращений эффективной тяги силовой установки относительно установившегося значения режима работы двигателя, представлены в Приложении Б.

Выводы по разделу 2

1. Выполнены преобразования модели объекта с учетом удобства обработки данных летных экспериментов.

2. Разработан алгоритм отдельного оценивания сил эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления по полетным данным на основе настраиваемой модели и методе максимума правдоподобия.

3. Разработан метод идентификации приращения эффективной силы тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей.

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

РАЗДЕЛ 3. ИССЛЕДОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИХ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

3.1 Моделирование в среде программного комплекса «Диалог» с целью расчета характеристик двигателя АИ-222-25

С целью получения априорных характеристик двигателя АИ-222-25 воспользуемся программным комплексом «Диалог», разработанным ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, целесообразность использования которого была показана в разделе 1.

В основе ДСД положена газодинамическая модель двигателя. Для настройки под конкретный двигатель используются как его высотно-скоростные характеристики, полученные в наземных стендовых испытаниях, так и сведения о конструкции.

Программный комплекс позволяет производить расчет основных параметров и характеристик следующих схем ГТД [15, 55]:

одноконтурных ТРД и ТРДФ;

двухконтурных ТРДД и ТРДДФ со смешением потоков;

двухконтурных ТРДД и ТРДДФ с отдельными контурами.

Программа обеспечивает расчет в следующем диапазоне условий полета летательного аппарата и режимов работы двигателя [7]:

числа M полета – от 0 до 3,0;

высоты полета – от 0 до 35 км;

режимы работы ТРДД(Ф) – от «Полного форсажа» (или «Максимала») до «Малого газа».

С помощью ДСД выполнен расчет дроссельной характеристики двигателя АИ-222-25.

Сравнительный анализ полученных результатов с исходными данными конкретного типа двигателя в условиях $H=0$ м, $M=0$, $\sigma=1$ показывает, что

заданные и рассчитанные параметры имеют удовлетворительное совпадение (рисунок 3.1).

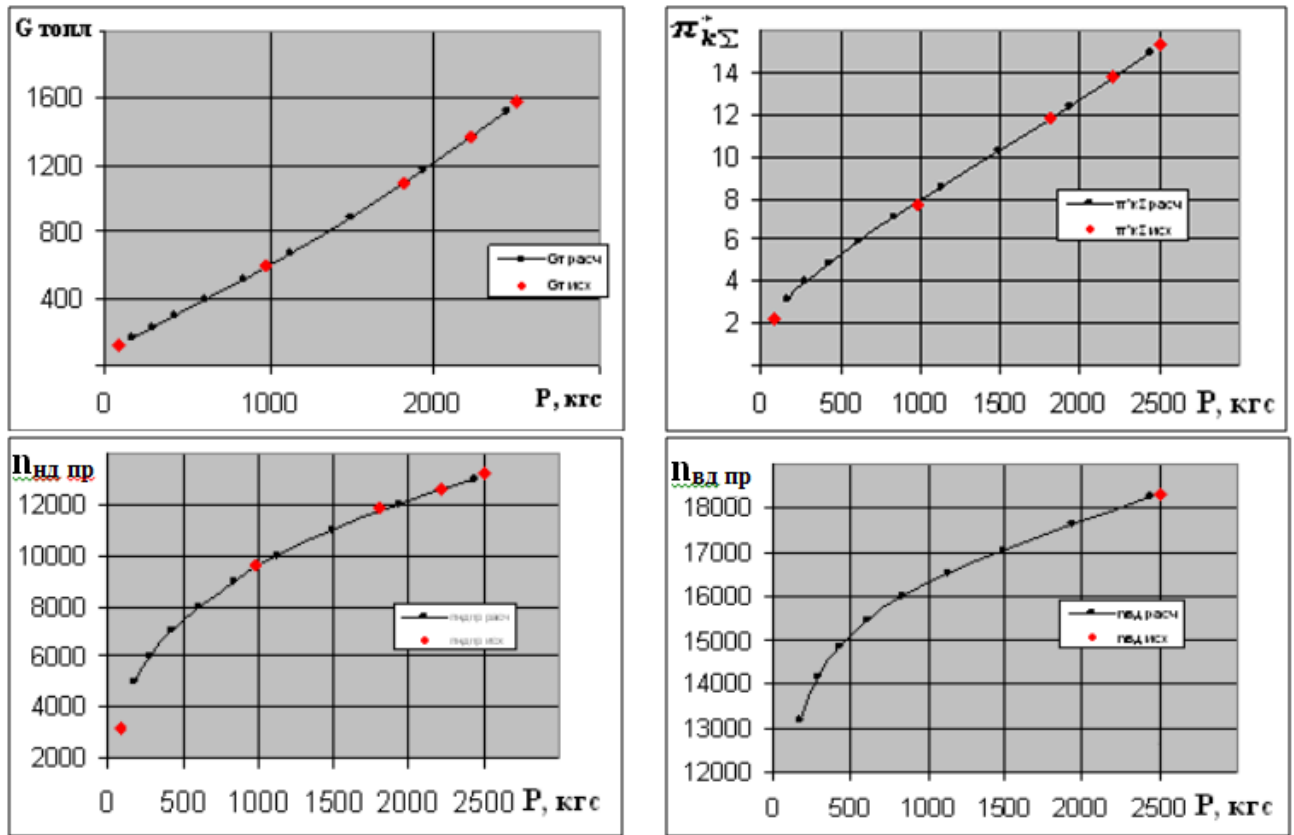


Рисунок 3.1 – Сравнение рассчитанной и исходной дроссельной характеристики в условиях $H=0$ м, $M=0$, $\sigma=1$

Модель двигателя используется с целью расчета эффективной тяги двигателя при изменении внешних условий (например, при совершении специальных маневров самолета).

В таблице 3.1 приведены результаты расчетов стендовой тяги двигателя АИ-222-25 при варьировании числа M и высоты полета для трех программ регулирования. Учет изменения величины стендовой тяги двигателя при маневрировании в дальнейшем позволит увеличить точность определения эффективной тяги двигателя по результатам обработки полетных данных специальных маневров. Величина определенной таким образом эффективной тяги будет равна стендовой тяге, уменьшенной на дополнительное сопротивление самолета, связанное с силовой установкой и не учтенное в величине сопротивления самолета при модельных испытаниях в АДТ.

Полученные результаты расчетов (таблица 3.1) позволили построить графики изменения тяги двигателя при различных числах M и высотах полета для различных программ регулирования (рисунок 3.2 – 3.4). В расчетах принималось, что потери полного давления в воздухозаборнике $\sigma = 0.97$ и коэффициент потерь сопла $\varphi = 0.994$.

Анализ таблицы (таблица 3.1) показывает, что влияние рассмотренных программ регулирования меньше, чем влияние изменений внешних условий: числа M и высоты полета H . При анализе были рассмотрены следующие программы регулирования двигателя, сохраняющие при постоянном положении ручки управления ($\alpha_{руд}$):

степень повышения давления в двигателе (отношение полного давления за турбиной к полному давлению набегающего потока: $P_t^*/P_h^* = const$);

приведенную по полной температуре набегающего потока частоту вращения ротора высокого давления: $n_{квд\ прив} = const$;

приведенную по полной температуре набегающего потока частоту вращения ротора низкого давления: $n_{кнд\ прив} = const$.

Таблица 3.1 – Влияние изменения числа M и высоты полета на стендовую тягу двигателя для трех законов регулирования

P, кгс			
Мах	0,5	0,51	0,49
H, м	6000	5900	6100
$P_t^*/P_h^* = const$	1231,5	1252,2	1211,3
$n_{квд\ прив} = const$, об/мин	1231,5	1253,2	1210,3
$n_{кнд\ прив} = const$, об/мин	1231,5	1252,7	1210,8
Приращение ΔP , %			
$P_t^*/P_h^* = const$	0	1,68	-1,64
$n_{квд\ прив} = const$, об/мин	0,00	1,76	-1,72
$n_{кнд\ прив} = const$, об/мин	0,00	1,72	-1,68
Приращение $\Delta(P/P_h^*)$ %			
$P_t^*/P_h^* = const$	0	-0,37	0,38
$n_{квд\ прив} = const$, об/мин	0,00	-0,29	0,30
$n_{кнд\ прив} = const$, об/мин	0,00	-0,33	0,34

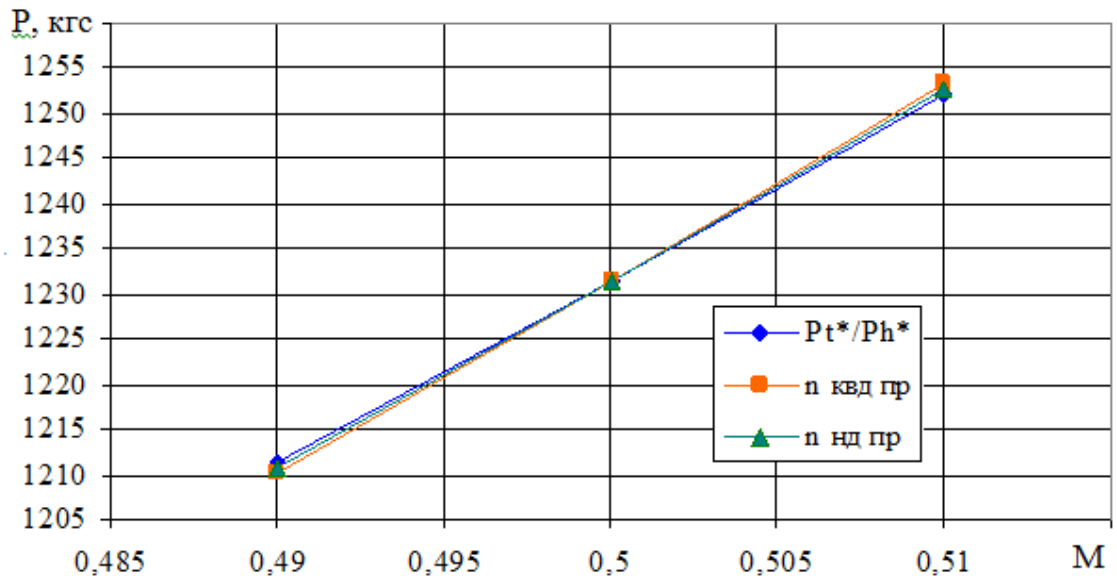


Рисунок 3.2 – Изменение абсолютной стеновой тяги

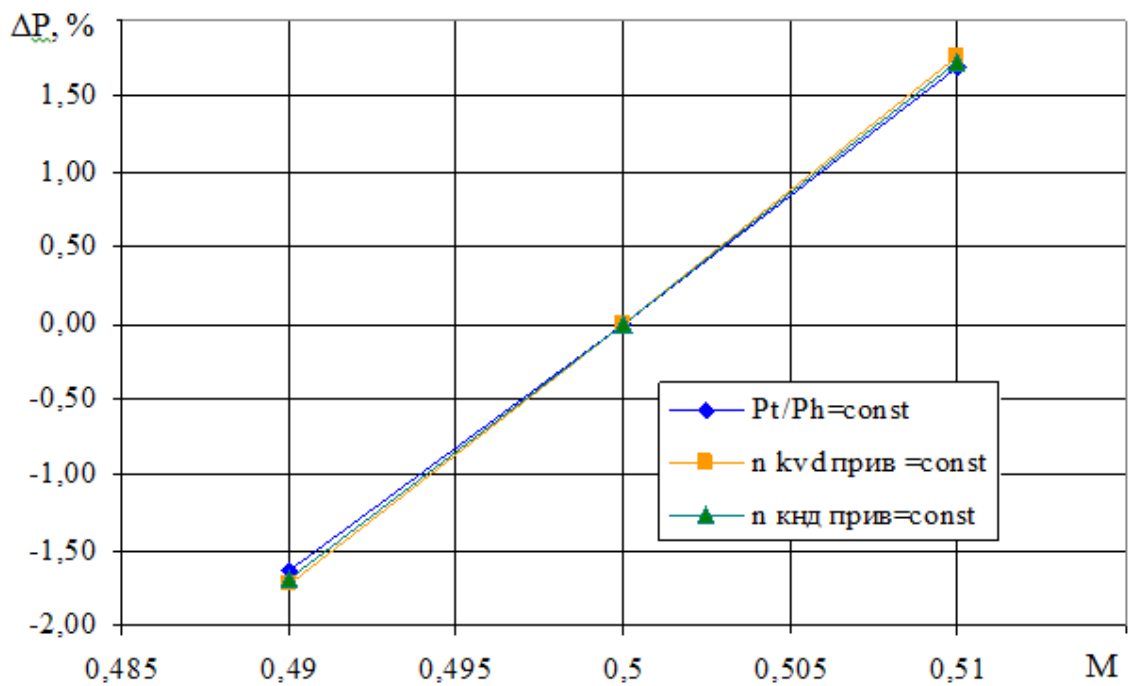


Рисунок 3.3 – Относительное изменение абсолютной стеновой тяги

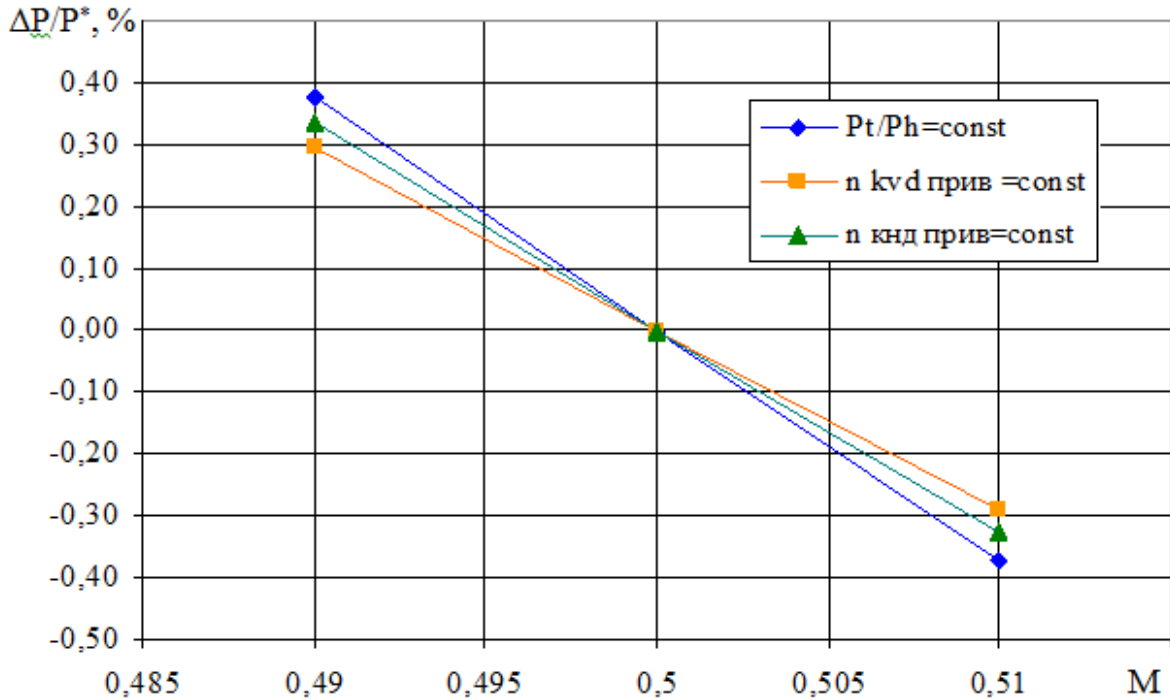


Рисунок 3.4 – Относительное изменение приведенной к полному давлению на входе в двигатель абсолютной стеновой тяги

Анализ полученных результатов позволил сделать вывод о том, что в приведенном диапазоне изменения внешних условий все рассмотренные программы регулирования достаточно хорошо поддерживают приведенную величину тяги ($P_{пр} = P/P_H^*$). Отличие составляет менее 0,4%, тогда как изменение абсолютной величины тяги почти 2%. Однако такое изменение тяги можно легко учесть: режим работы двигателя почти не изменяется и, следовательно, приведенная по полному давлению величина тяги (при постоянном числе M) также не будет практически изменяться.

Таким образом, в алгоритме оценке эффективной тяги двигателя по измеренным динамическим характеристикам учет исполняемой САУ программы регулирования не является сильно влияющим фактором. Необходимость учета влияния внешних условий (скорости и высоты полета) представляется более важным. При маневрировании самолета при постоянном положении $\alpha_{руд}$ величины скорости и высоты меняются согласованно, однако при малом изменении их совместное влияние будет равно сумме влияний.

Были получены результаты расчетов для внешних условий с использованием диалоговой системы (таблица 3.2). При этом программа регулирования сохраняла приведенную частоту вращения компрессора низкого давления $n_{\text{кнд прив}} = \text{const}$.

Таблица 3.2 – Матрица расчетных данных

Параметры полета	P, кгс		
	M	0,53	0,50
H, м	5700	5700	5700
H, м	6000	6000	6000
H, м	6300	6300	6300

Стендовая тяга двигателя обычно определяется как разность импульса на срезе сопла (тяга сопла) и входного импульса на бесконечности. Изменение этих величин представлено на рисунках 3.5 – 3.7. Проведенный анализ полученных результатов (рисунок 3.6, 3.7) показывает, что с увеличением числа M полета тяга сопла растет быстрее, чем входной импульс. Это приводит при рассматриваемых условиях к росту стендовой тяги двигателя.

Анализ изменения тяги двигателя (рисунок 3.5) показал, что происходит существенное расслоение тяги по высоте (при изменении высоты на 300 м тяга изменяется приблизительно на 4%). Такое изменение тяги можно легко учесть: режим работы двигателя практически не изменяется и, следовательно, приведенная по полному давлению величина тяги (при постоянном числе M) также не будет практически изменяться.

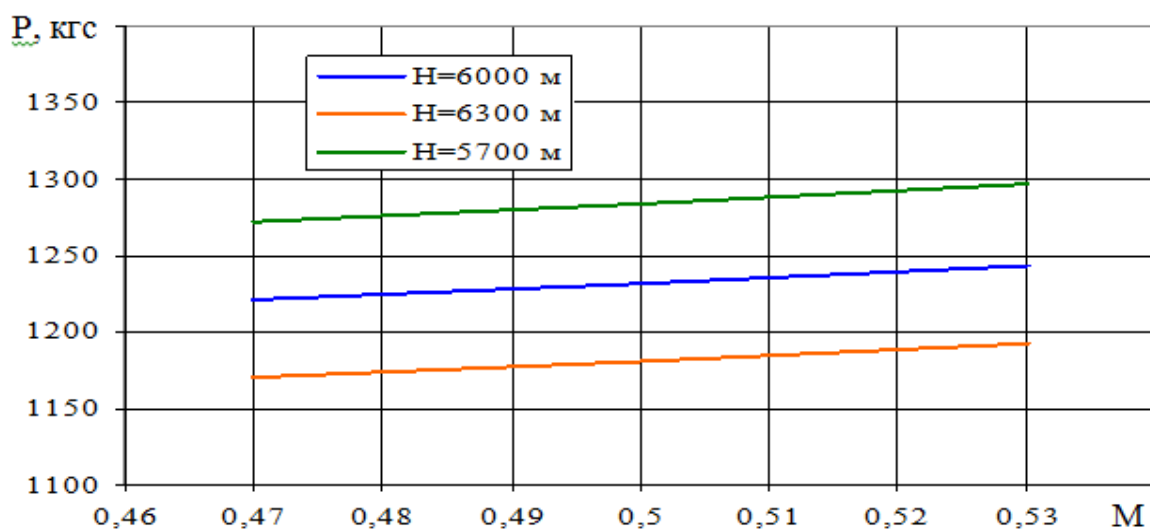


Рисунок 3.5 – Изменение абсолютной величины внутренней тяги

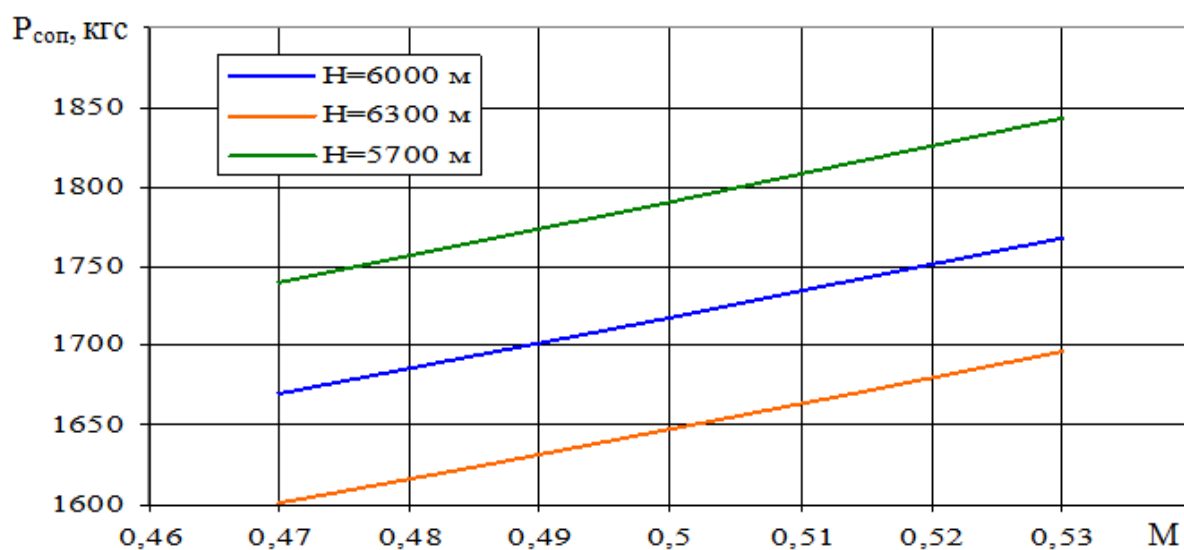


Рисунок 3.6 – Изменение абсолютной величины тяги сопла

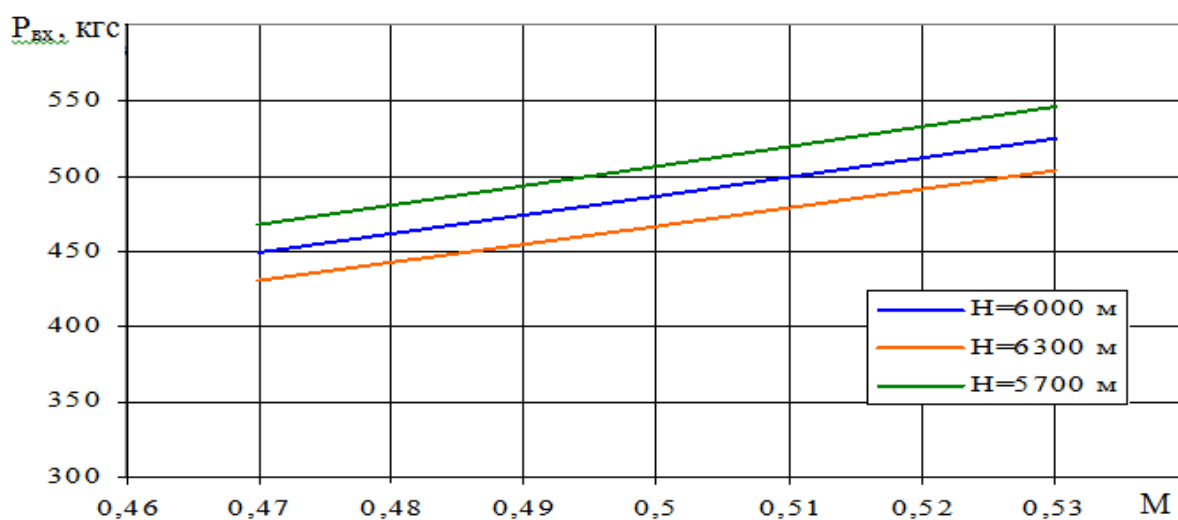


Рисунок 3.7 – Изменение абсолютной величины входного импульса

Сравнительный анализ относительного изменения величины приведенной тяги в процентах от ее значения в условиях $M = 0.5$, $H = 6000$ м, $\Delta P_{пр} = (P_{пр}/P_{пр(M=0.5, H=6км)} - 1) \times 100$ показал, что практически отсутствует расслоение графиков по высоте (рисунок 3.8). Изменение величины приведенной тяги при вариации числа M объясняется, как уже указывалось, разным темпом изменения входного импульса и тяги сопла, которое в основном зависит (при условии сохранения неизменного положения $\alpha_{руд}$) от располагаемого перепада в сопле. Приведенная тяга в рассмотренном диапазоне изменения числа M (0.47-0.53) составляет приблизительно 1%.

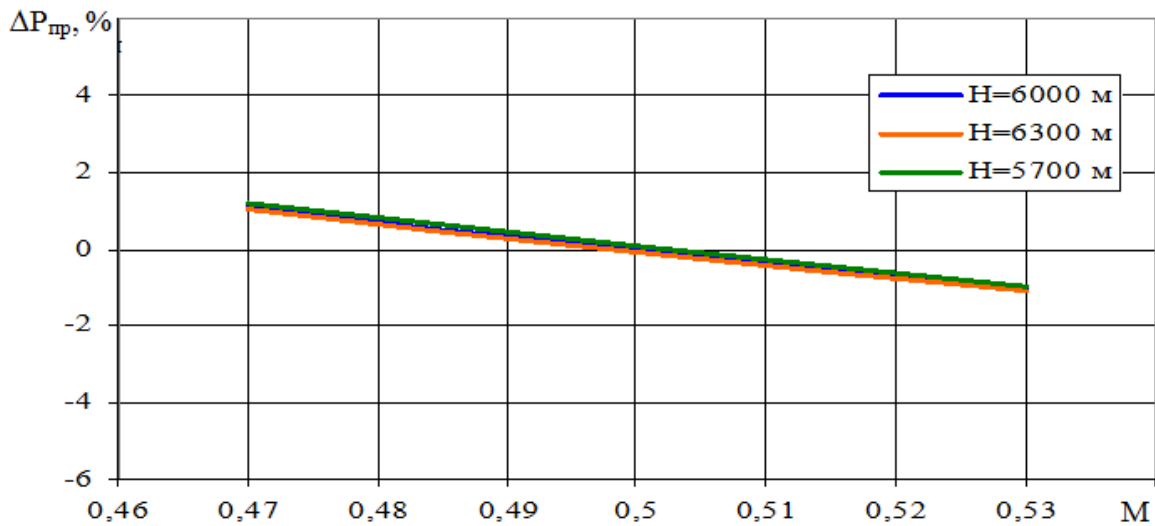


Рисунок 3.8 – Относительное изменение величины приведенной тяги в процентах от ее значения в условиях $M=0,5$, $H=6000$ м

Представленные в подразделе материалы показывают, что рассмотренный программный комплекс, разработанный ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова (или программные реализации газодинамических моделей, представленные на испытания другими разработчиками), обеспечивает расчет характеристик испытываемого двигателя, которые могут использоваться в качестве априорных данных для разработанных в работе алгоритмов идентификации эффективной тяги силовой установки. В настоящее время отсутствуют точные оценки погрешностей подобных моделей, которые зависят от точности данных наземных стендовых испытаний и полноты воспроизведения на стендах условий полета.

Проведенный опрос специалистов - экспертов позволил получить оценку верхней границы погрешности на уровне 4...7%. Такая точность достаточна для априорных данных о двигателе, необходимых для предложенных в работе методов оценивания эффективной тяги силовой установки.

3.2 Оценивание величины погрешностей, возникающих при использовании априорных данных

Представленные ниже расчеты позволяют оценить значения погрешностей идентификации тяги и коэффициента силы аэродинамического сопротивления при использовании априорных данных о характеристиках двигателей, рассчитанных по газодинамической модели. Расчеты выполнены для средних значений высоты и скорости полета. При необходимости их несложно повторить для точек в пределах эксплуатационного диапазона режимов полета самолета заданного типа.

Проведем оценку величины погрешности, создаваемой слагаемыми $P_{вых} \sin \varphi_{\partial \epsilon} \alpha$ и $-\frac{1}{2} P_{вых} \sin \varphi_{\partial \epsilon} \alpha^2$. Допустим, что при решении эти слагаемые не учитываются совсем.

В качестве начальных зададим следующие условия: угол атаки и угол установки двигателей равны 6 градусов, или 0,1 радиана.

В таком случае

$$\alpha_0 P_{вых} \sin \varphi_{\partial \epsilon} \approx \frac{6}{57,3} \cdot P_{вых} \cdot \frac{6}{57,3} \approx P_{вых} \cdot 0,1^2 = P_{вых} \cdot 0,01.$$

При изменении начальных условий ($\varphi_{\partial \epsilon} = 3^0$, $\alpha_0 = 3^0$) получим

$$\alpha_0 P_{вых} \sin \varphi_{\partial \epsilon} = P_{вых} \cdot 0,05^2 = P_{вых} \cdot 0,0025.$$

Таким образом, относительная погрешность составит

$$\epsilon = \frac{\alpha_0 P_{вых} \sin \varphi_{\partial \epsilon}}{P_{вых}} = 0,0025 \cdot 0,01 = 0,25 \dots 1\% .$$

Для оценки рассматриваемых слагаемых используем априорное значение $P_{\text{ВЫХ}}$. При этом сделаем допущение, что $P_{\text{ВЫХ}}$ известно с погрешностью 10%.

Тогда суммарная относительная погрешность составит

$$\varepsilon = \frac{0,1 \cdot P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВЫХ}}} \alpha_0 \sin \varphi_{\text{дв}} = 0,0025 \dots 0,001 = 0,025 \dots 0,1\% .$$

Аналогично при $\alpha_0 = 6^0$, $\varphi_{\text{дв}} = 6^0$

$$\frac{1}{2} \alpha_0^2 P_{\text{ВЫХ}} \cos \varphi_{\text{дв}} = \frac{1}{2} P_{\text{ВЫХ}} \left(\frac{6}{57,3} \right)^2 \cdot 1 = P_{\text{ВЫХ}} \cdot 0,005 .$$

При $\alpha_0 = 3^0$, $\varphi_{\text{дв}} = 3^0$

$$\frac{1}{2} \alpha_0^2 P_{\text{ВЫХ}} \cos \varphi_{\text{дв}} = 0,00125 \cdot P_{\text{ВЫХ}} .$$

Если не учитывать это слагаемое, то относительная погрешность по $P_{\text{ВЫХ}}$ составит

$$\varepsilon = \frac{\frac{1}{2} \alpha_0^2 P_{\text{ВЫХ}} \cos \varphi_{\text{дв}}}{P_{\text{ВЫХ}}} = 0,00125 \dots 0,005 = 0,125 \dots 0,5\% .$$

Если это слагаемое учитывать, принимая $P_{\text{ВЫХ}}$ с погрешностью 10%, то получим:

$$\varepsilon = \frac{\frac{1}{2} \alpha_0^2 \cdot 0,1 \cdot P_{\text{ВЫХ}} \cos \varphi_{\text{дв}}}{P_{\text{ВЫХ}}} = 0,0125 \dots 0,05\% .$$

Суммарный вклад этих двух слагаемых в погрешность оценивания $P_{\text{ВЫХ}}$ (при использовании априорных значений $P_{\text{ВЫХ}}$ с погрешностью 10%) не превышает по относительной погрешности 0,15%.

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

Для рассматриваемой задачи такой уровень погрешностей является допустимым. В общем случае оценивание выполняется итерационно, путем повторного расчета слагаемых, содержащих $P_{\text{вых}}$, и подстановки уточненных значений $P_{\text{вых}}$.

3.3 Верификация алгоритма оценивания эффективной тяги силовой установки в условиях воздействия шумов измерений на основе метода максимума правдоподобия

С целью верификации разработанного алгоритма оценивания эффективной тяги силовой установки необходимо определить параметры полета воздушного судна. Данные параметры должны быть получены для конкретного воздушного судна по результатам тестового полетного маневра [43].

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

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

Реализация предложенного алгоритма проведена с использованием пилотажного стенда, имитирующего полет на самолете МиГ-АТ, в условиях воздействия шумов, соответствующих реальному летному эксперименту.

Методические основы выполнения режима для одной высоты и скорости полета сформулированы в Приложении 2.

С целью получения оценок эффективной тяги силовой установки летные испытания необходимо проводить во всем эксплуатационном диапазоне полета воздушного судна (по высоте и скорости).

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

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 (подраздел 2.3) является нелинейной, 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 исследованиях настоящего подраздела ошибки априорных значений идентифицируемых параметров приняты на общепринятом для таких методов уровне 20...30% [21]. В общем случае целесообразно использовать более точные приближения, например, получаемые классическим МНК, что может улучшить сходимость и точность оценивания.

Для полетного тестового маневра с постоянным режимом работы двигателя характерны следующие участки (рисунок 3.9) [44]:

1. Балансировка самолета в ПГП с постоянной скоростью полета ($M = 0,4$).
2. Выполнение дач РУС по тангажу «от себя» и «на себя» длительностью 2...2,5 с так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm(2 \dots 3)$ градуса.
3. Восстановление ПГП с исходными значениями высоты H , числа M и угла атаки α .
4. Перевод самолета в пикирование с малым приращением угла тангажа, позволяющим увеличить число M на 0,03 ($M = 0,43$).
5. Перевод воздушного судна в прямолинейный набор высоты так, чтобы число M с тем же темпом уменьшилось на 0,06 до $M = 0,37$.
6. Перевод самолета в пикирование с целью увеличения скорости полета с тем же темпом до исходного значения числа $M = 0,4$.

7. Восстановление ПГП с числом $M = 0,4$ на исходной высоте в пределах $H_0 = \pm 250$ м с последующим выполнением дач РУС по тангажу «от себя» и «на себя» длительностью 2...2,5 с, позволяющих получить приращения угла атаки $\pm(2 \dots 3)$ градуса.

Стоит отметить, что выполнение дач на установившихся участках ПГП необходимо для идентификации аэродинамических коэффициентов $C_x^\alpha, C_y^\alpha, C_x^{\alpha^2}$.

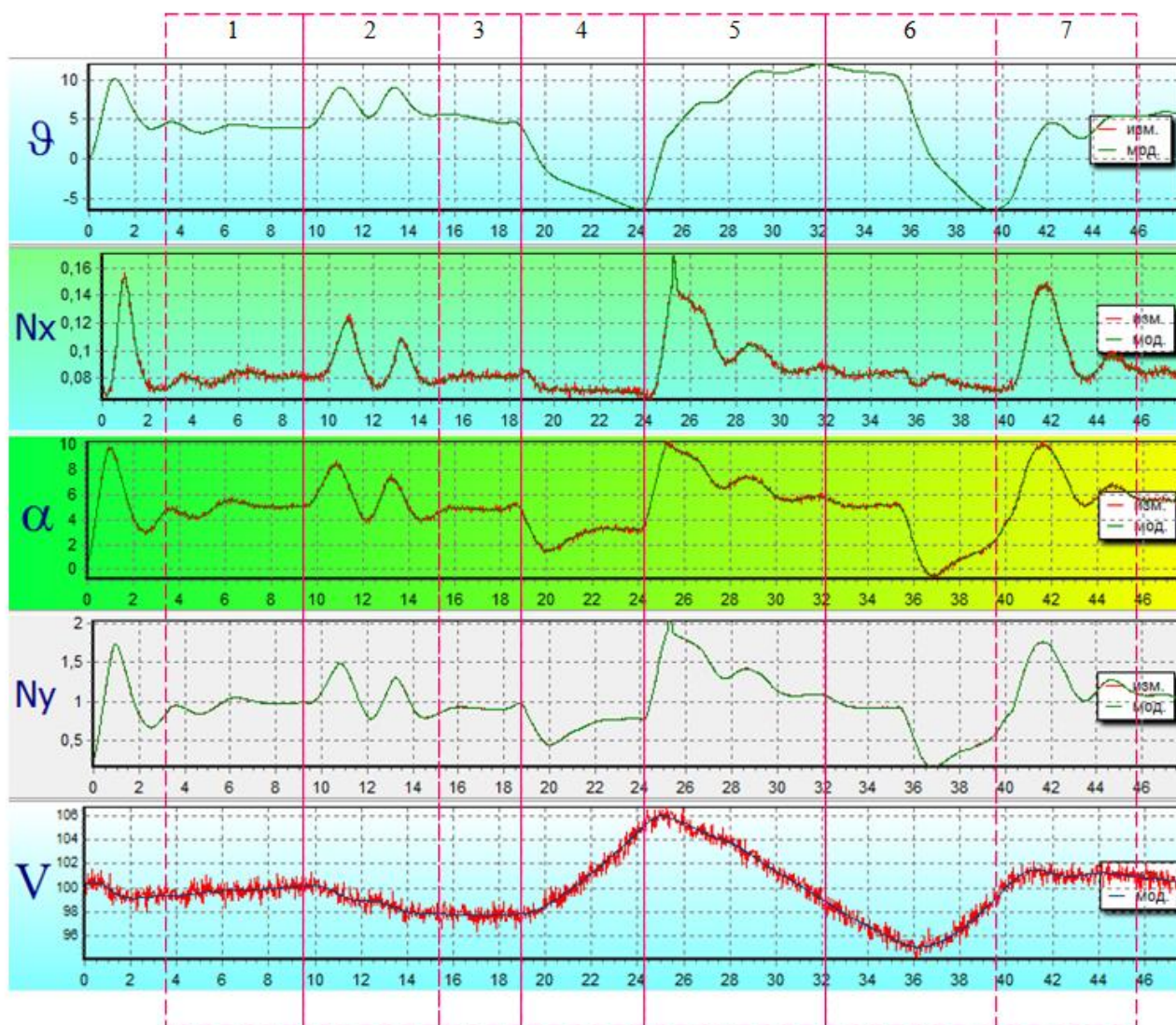


Рисунок 3.9 – Участки полетного тестового маневра с постоянным режимом работы двигателя

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

На рисунках 3.10 – 3.15 представлены экспериментальные значения обработки параметров полета на пилотажном стенде при уровне 2 шумов измерений, а также полученные их сглаженные оценки.

При проведении расчетов шумы измерений смоделированы с использованием 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 [24].

Погрешности оценок идентификации тяги силовой установки и аэродинамических коэффициентов воздушного судна методом максимума правдоподобия при шумах измерений по уровню 1 и 2 представлены соответственно в таблицах 3.3, 3.4 [44].

Таблица 3.3 – Погрешности оценивания тяги силовой установки и коэффициентов сопротивления при шумах измерений по уровню 1

Наименов. участка	Тяга Р, Н		C_{x0}		C_x^α		$C_x^{\alpha^2}$	
	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %
Stati121	6005	0,34	0,02035	1,75	0,005952	0,8	0,0008066	0,83
Stati122	6000	0,26	0,01967	1,65	0,005955	0,75	0,0008073	0,91
Stati123	5936	0,81	0,01944	2,8	0,005973	0,45	0,0008063	0,79
Stati124	5951	0,56	0,01969	1,55	0,005959	0,68	0,000807	0,88
Stati125	5962	0,38	0,01968	1,6	0,005995	0,08	0,000804	0,5
Stati126	5971	0,23	0,01971	1,45	0,006022	0,37	0,0008012	0,15
m(X)	5970,83	0,43	0,01976	1,8	0,005976	0,52	0,000805	0,68

Таблица 3.4 – Погрешности оценивания тяги силовой установки и коэффициентов сопротивления при шумах измерений по уровню 2

Наименов. участка	Тяга P, Н		C_{x0}		C_x^α		$C_x^{\alpha^2}$	
	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %
Stati121	6021	0,61	0,02072	3,6	0,005885	1,92	0,0008124	1,55
Stati122	5921	1,06	0,01941	2,95	0,005905	1,58	0,0008138	1,73
Stati123	5858	2,11	0,01845	7,75	0,006003	0,05	0,0008056	0,7
Stati124	5941	0,73	0,01963	1,85	0,005936	1,07	0,0008095	1,19
Stati125	5911	1,23	0,01902	4,9	0,006015	0,25	0,0008036	0,45
Stati126	5917	1,13	0,01896	5,2	0,006044	0,73	0,0008006	0,08
m(X)	5928,2	1,15	0,01937	4,38	0,005965	0,93	0,000808	0,95

Рассматриваемый алгоритм предполагает раздельное 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 [63].

Полученные результаты (таблица 3.3, 3.4) 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).

Стоит отметить, 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.

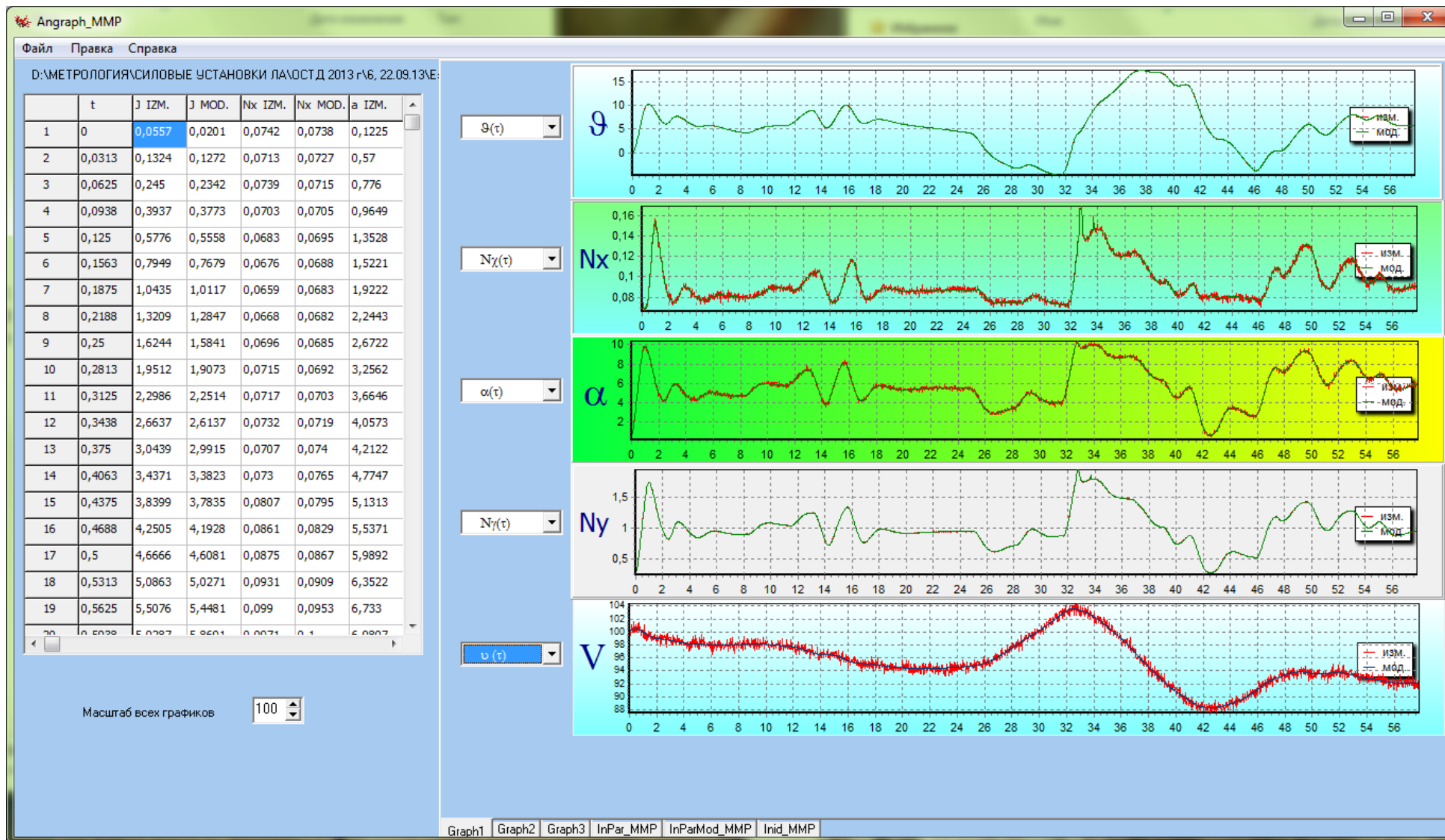


Рисунок 3.10 – Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка I при идентификации методом максимума правдоподобия

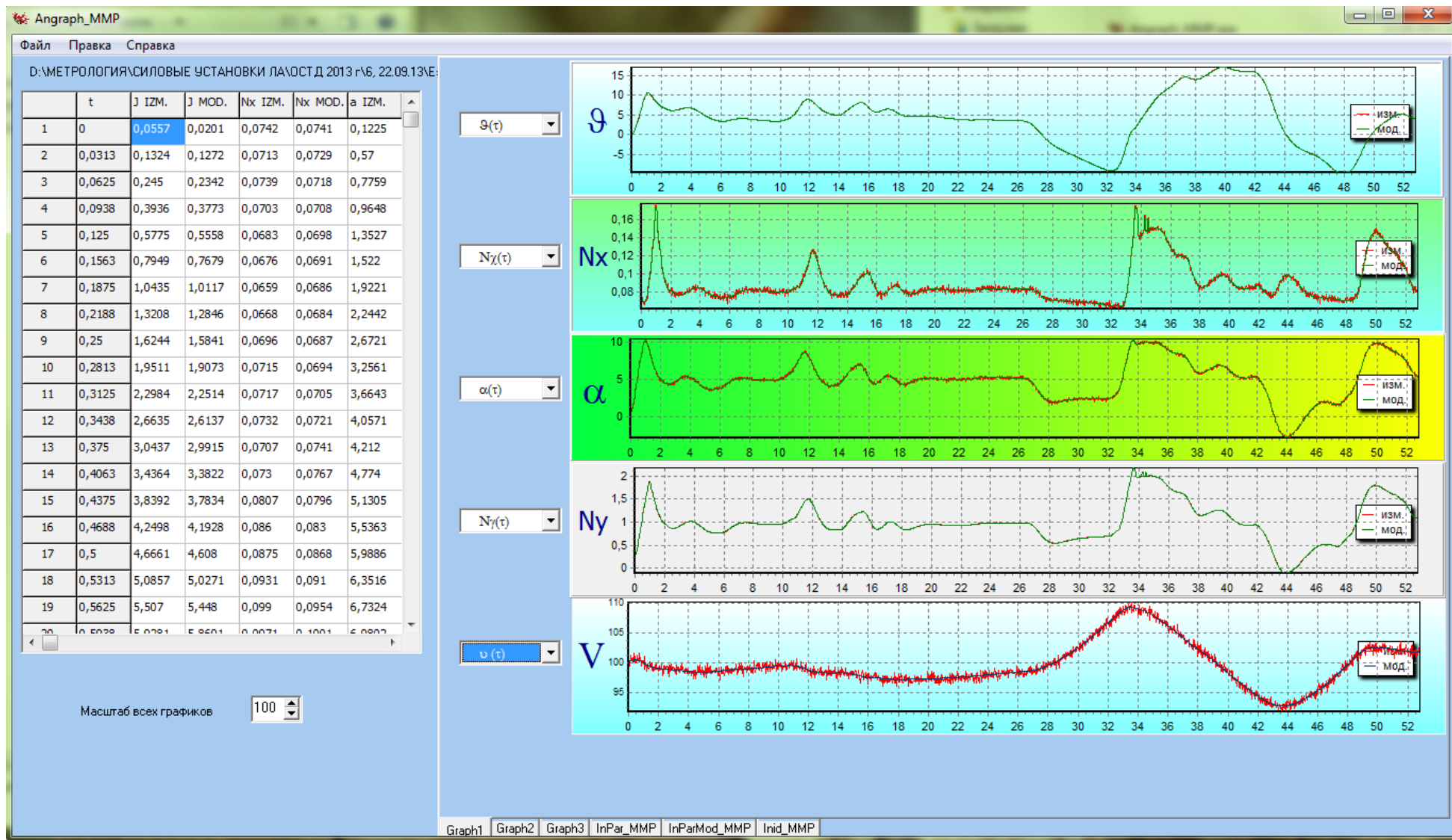


Рисунок 3.11 - Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка II при идентификации методом максимума правдоподобия

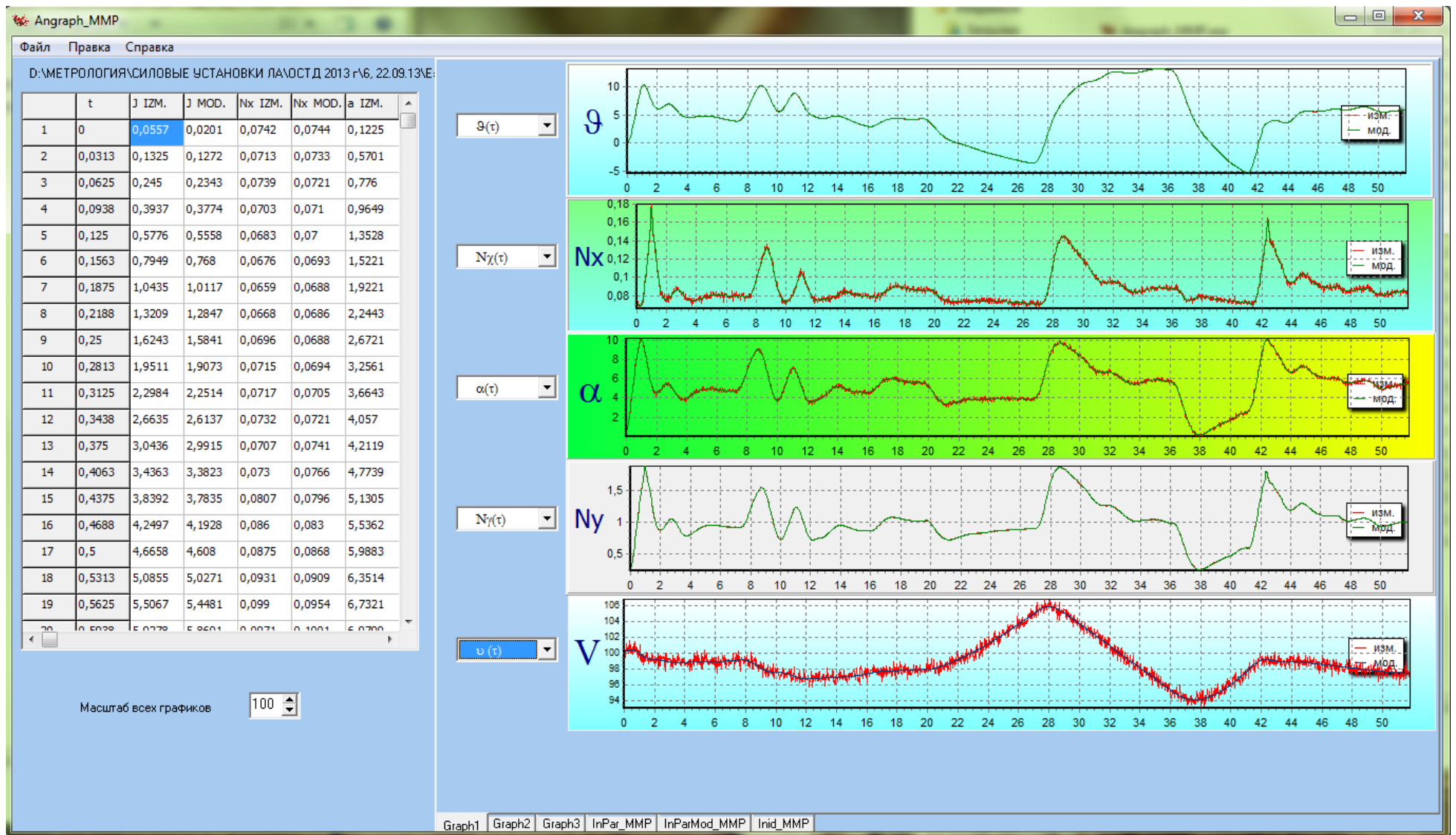


Рисунок 3.12 - Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка III при идентификации методом максимума правдоподобия

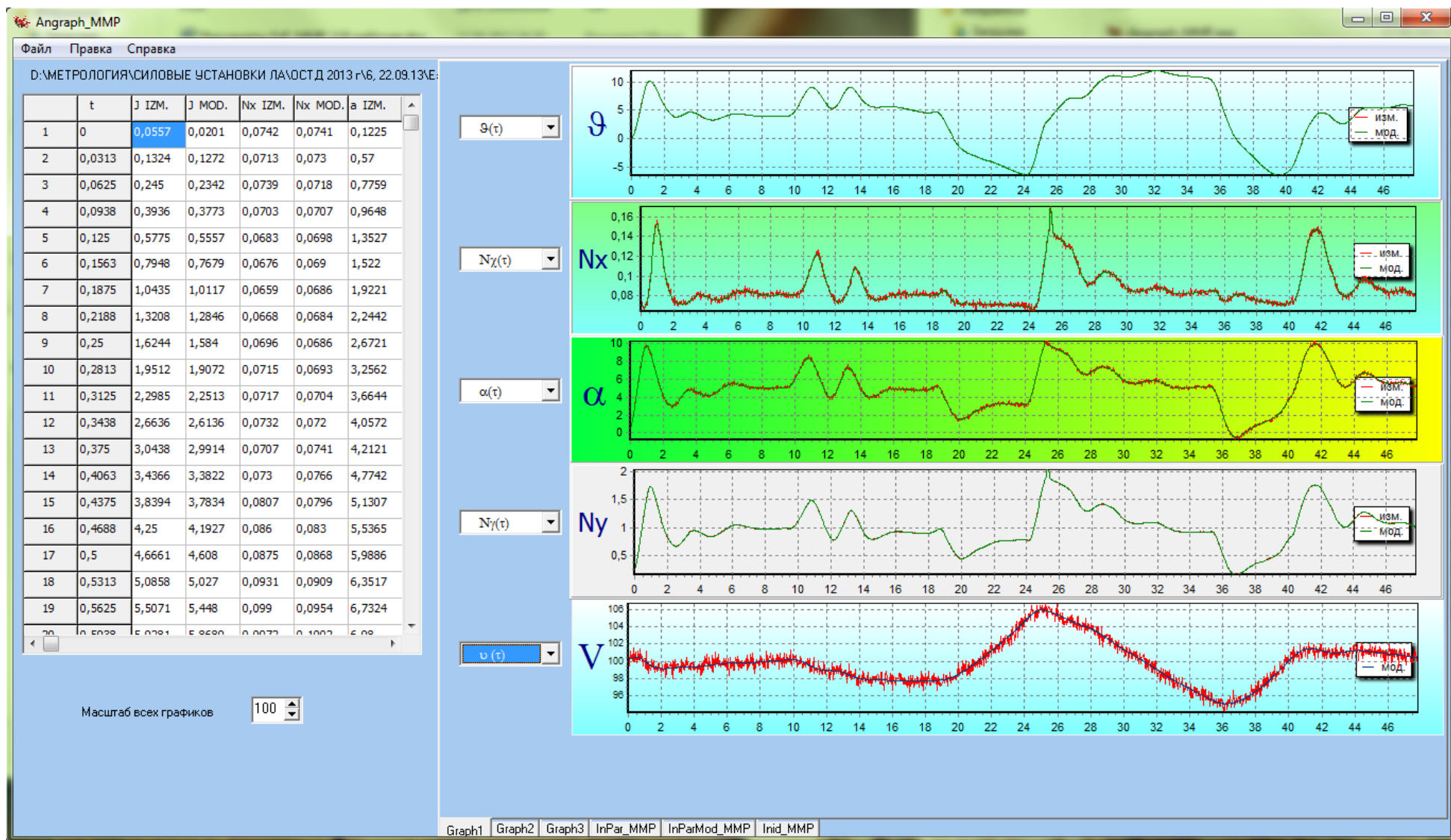


Рисунок 3.13 - Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка IV при идентификации методом максимума правдоподобия

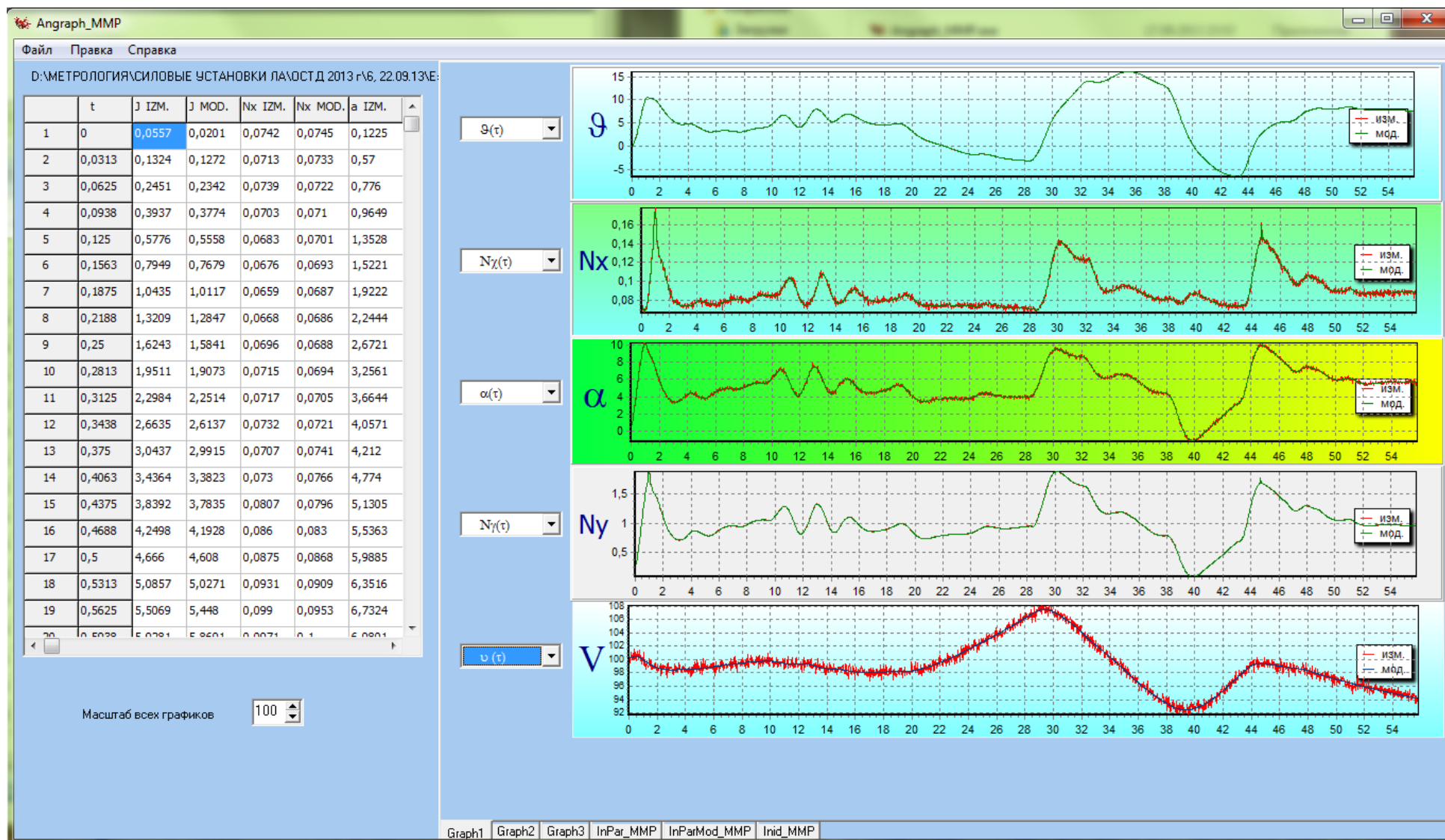


Рисунок 3.14 - Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка V при идентификации методом максимума правдоподобия

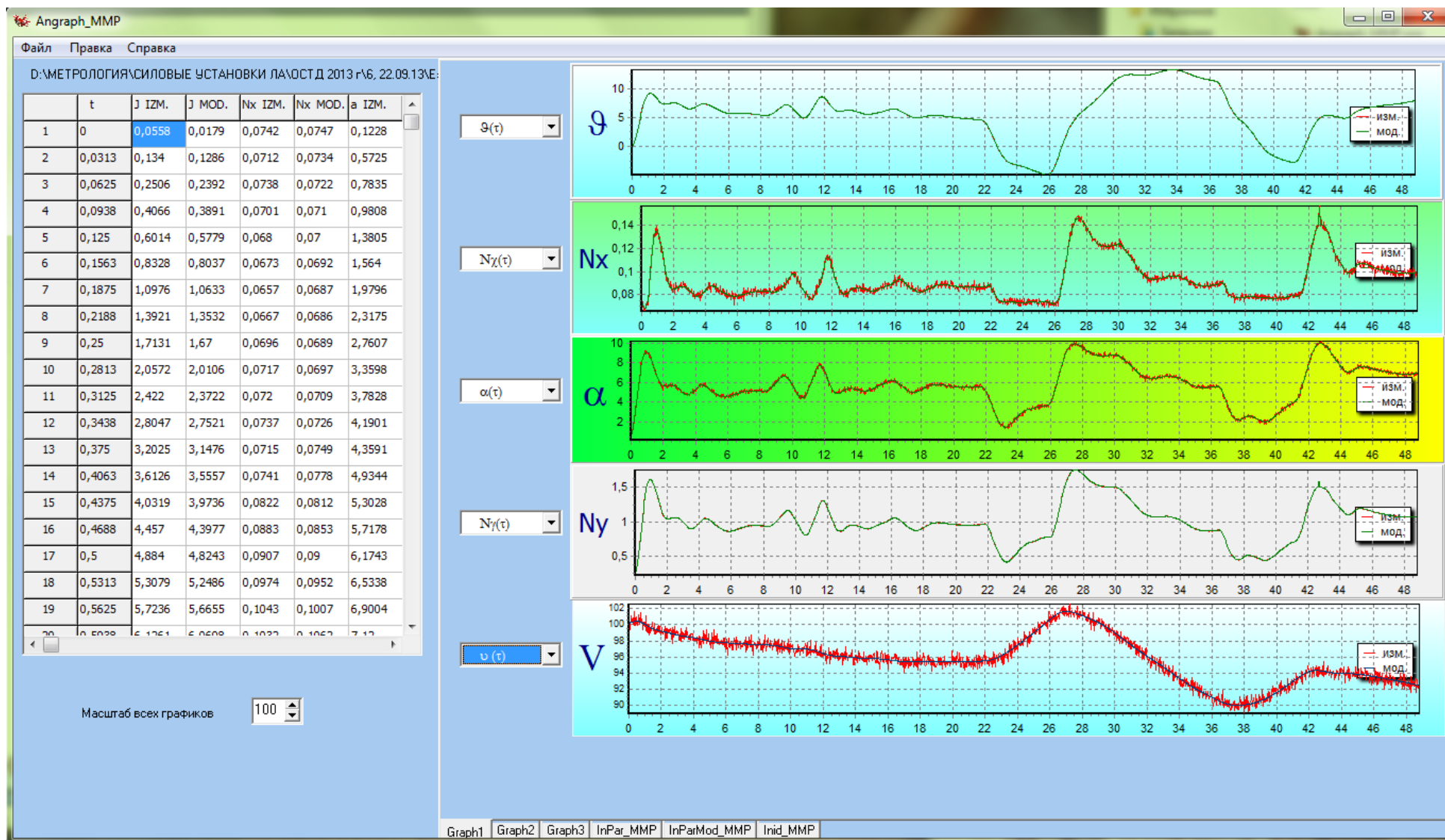


Рисунок 3.15 - Рабочее окно программы с графиками изменения сигналов тангажа, продольной и нормальной перегрузки, угла атаки, воздушной скорости при шумах измерений уровня 2 для участка VI при идентификации методом максимума правдоподобия

Для сравнения результатов идентификации, полученных методом максимума правдоподобия, проведем вычисления одним из общепринятых численных методов (например, МНК без предварительного сглаживания).

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

Результаты расчетов представлены соответственно в таблицах 3.5, 3.6.

Анализ полученных результатов показывает, что при расчетах классическим МНК наблюдается высокая чувствительность к наличию шумов измерений, вследствие чего увеличение их уровня приводит 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 %.

Таблица 3.5 – Погрешности оценивания тяги силовой установки и коэффициентов сопротивления при шумах измерений по уровню 1

Наименов. участка	Тяга Р, Н		C_{x0}		C_x^α		$C_x^{\alpha^2}$	
	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %
Stati121	5968,5	0,27	0,01985	0,75	0,006	0	0,000799	0,13
Stati122	5945,4	0,65	0,01958	2,1	0,005988	0,2	0,0008014	0,18
Stati123	5957,9	0,44	0,01928	3,6	0,00615	2,5	0,0007887	1,41
Stati124	5947,5	0,62	0,01956	2,2	0,00602	0,33	0,000797	0,38
Stati125	5959,2	0,42	0,0197	1,5	0,006042	0,7	0,0007942	0,73
Stati126	5909,5	1,25	0,01942	2,9	0,005815	3,08	0,0008183	2,29
m(X)	5948	0,61	0,01957	2,18	0,006003	1,14	0,0008	0,85

Таблица 3.6 – Погрешности оценивания тяги силовой установки и коэффициентов сопротивления при шумах измерений по уровню 2

Наименов. участка	Тяга P, Н		C_{x0}		C_x^α		$C_x^{\alpha^2}$	
	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %	Оценка	Отн. погрешн., %
Stati121	5897,6	1,45	0,01891	5,45	0,006033	0,55	0,0007964	0,45
Stati122	5830,2	2,58	0,01841	7,95	0,005938	1,03	0,0008072	0,9
Stati123	5767,7	3,62	0,01764	11,8	0,005965	0,58	0,0008054	0,68
Stati124	5783,7	3,36	0,01774	11,3	0,006019	0,32	0,000798	0,25
Stati125	5866,4	1,97	0,01853	7,35	0,006127	2,12	0,0007855	1,81
Stati126	5745,5	3,99	0,01776	11,2	0,005589	6,85	0,0008417	5,21
m(X)	5815,2	2,83	0,01817	9,18	0,005945	1,91	0,000806	1,55

Как видно из приведенных значений (таблица 3.5, 3.6), классический МНК обеспечивает приемлемую точность оценивания только при шумах уровня 1. Увеличение шумов до уровня 2 приводит к возрастанию погрешностей.

По результатам сравнения двух методов идентификации силы 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.

Таким образом, метод максимума правдоподобия существенно улучшает точность идентификации в условиях воздействий шумов измерений по сравнению с классическим МНК.

Полученные в подразделе результаты подтверждают сделанный ранее вывод о том, что при формировании требований к системе бортовых измерений и регистрации в летных испытаниях необходимо предусмотреть, чтобы рассогласования по времени между сигналами не превышали 1 мс.

Одной из причин эффективности алгоритма максимума правдоподобия, использующего численное интегрирование уравнений движения, заключается в том, что применяемые для тестирования экспериментальные данные хорошо

согласованы по времени, поэтому интегрирование не вносит дополнительных погрешностей, и алгоритм в полной мере проявляет свои положительные свойства.

3.4 Верификация метода идентификации приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей относительно установившегося значения

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 выполнялись специальные тестовые маневры воздушного судна.

Методические рекомендации летному составу по выполнению тестовых маневров представлены в Приложении Б.

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

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.

В таблице 3.7 приведены характеристики рассмотренных участков полета, соответствующие контрольным точкам. При проведении идентификации приращения тяги силовой установки эти участки объединены в последовательность, включающую переходы между различными РРД.

Таблица 3.7 – Идентификационные режимы по оцениванию приращений эффективной тяги двигателей в продольном канале движения самолета

№ уч.	Время обработки, с	H, м	M	α , град	G_{summ} , кг	Масса с-та, кг	$t_{обр}$, с	\bar{X}_T	$\alpha_{РУД}$, град
1.1	2455 2470	6000	0.5	2.9 7.9	1435	7835	12	26	33
1.2	2562 2574	6363	0.5 0.51	3 8.4	1412	7812	10	26	42.7
1.3	2588 2601.5	6600	0.52	2.7 8.2	1405	7805	9	26	42.7
1.4	2652 2666	6400	0.52	2.9 8.4	1394	7794	12	26	28.3
2.1	2754.3 2766.5	5922	0.5	2.3 8.5	1378	7778	12	26	33
2.2	2792 2805	6755	0.52 0.54	2.1 8.5	1360	7760	11	26	65
2.3	2832 2846	6800 6760	0.52	1.9 9.5	1354	7754	12	26	17.25
2.4	2851 2864	6445 6300	0.52	2 9.4	1353	7753	12	26	17.25

3.4.1 Анализ результатов летных экспериментов на дроссельных режимах работы двигателей

Выполним анализ результатов летных экспериментов на дроссельных режимах работы двигателей.

На участках полета 1.1 и 1.2 угол отклонения РУД обоих двигателей изменялся ступенчато от балансировочного значения 33 градуса до значения 42.7 градусов.

Изменения углов атаки и тангажа на этих участках показаны на рисунках 3.16 и 3.17. Анализ полученных результатов показал, что угол атаки выдерживается на площадках между дачами с погрешностями в десятые доли градуса. Угол тангажа после изменения РУД увеличивается для компенсации приращения силы тяги силовой установки за счет весовой составляющей с забросом 3 – 4 градуса.

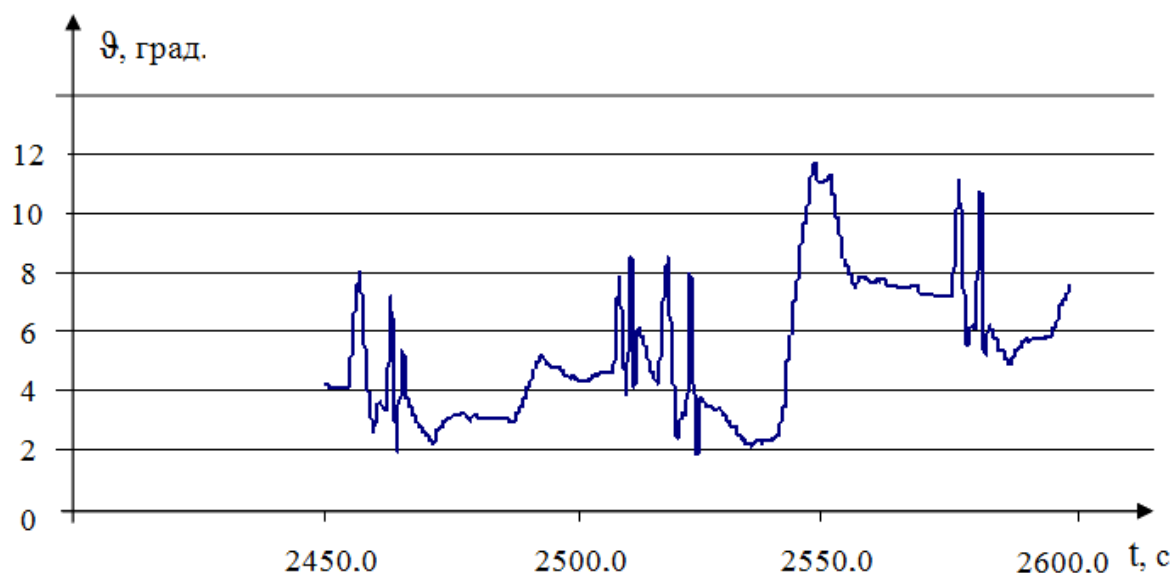


Рисунок 3.16 – Изменение угла тангажа на участках 1.1 и 1.2

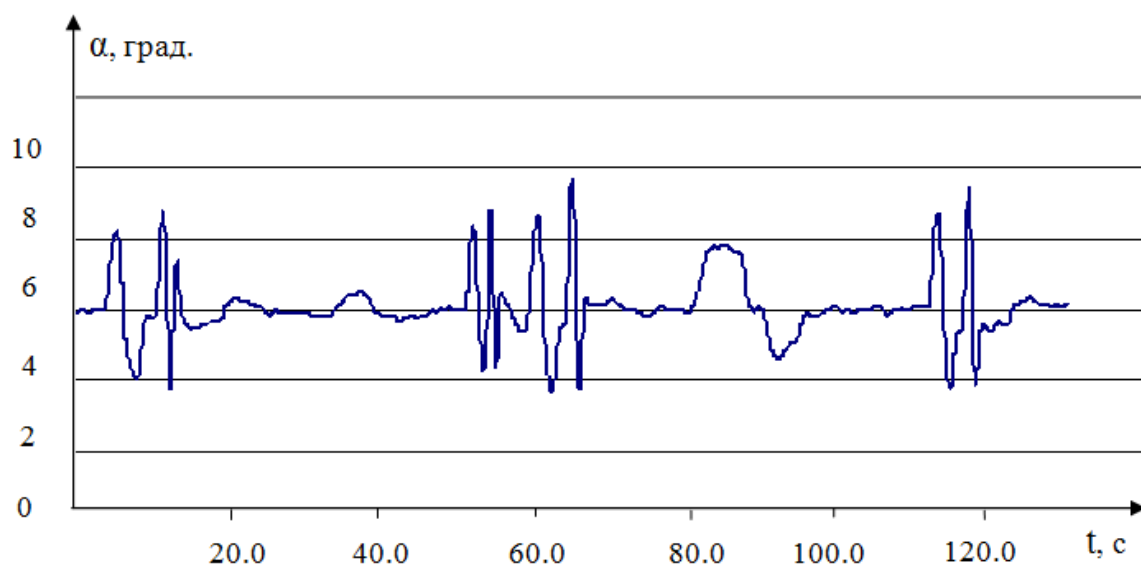


Рисунок 3.17 – Изменение угла атаки на участках 1.1 и 1.2

Полученные полетные данные позволяют получить оценки зависимости силы сопротивления и тяги силовой установки от угла атаки. Для этого необходимо обработать участки, на которых выполнялись дачи РУС по тангажу.

Выберем первую последовательность дач, при которой приращения угла атаки составляют приблизительно ± 3 градуса. РРД соответствует отклонению РУД на 33 градуса. Для выбранного участка по измерениям перегрузок и воздушной скорости вычислим оценку обобщенного коэффициента $C_x - C_p$

и по методу наименьших квадратов найдем аппроксимирующий полином 3 порядка, зависящий от угла атаки.

Результаты в функции времени и угла атаки показаны на рисунках 3.18 и 3.19.

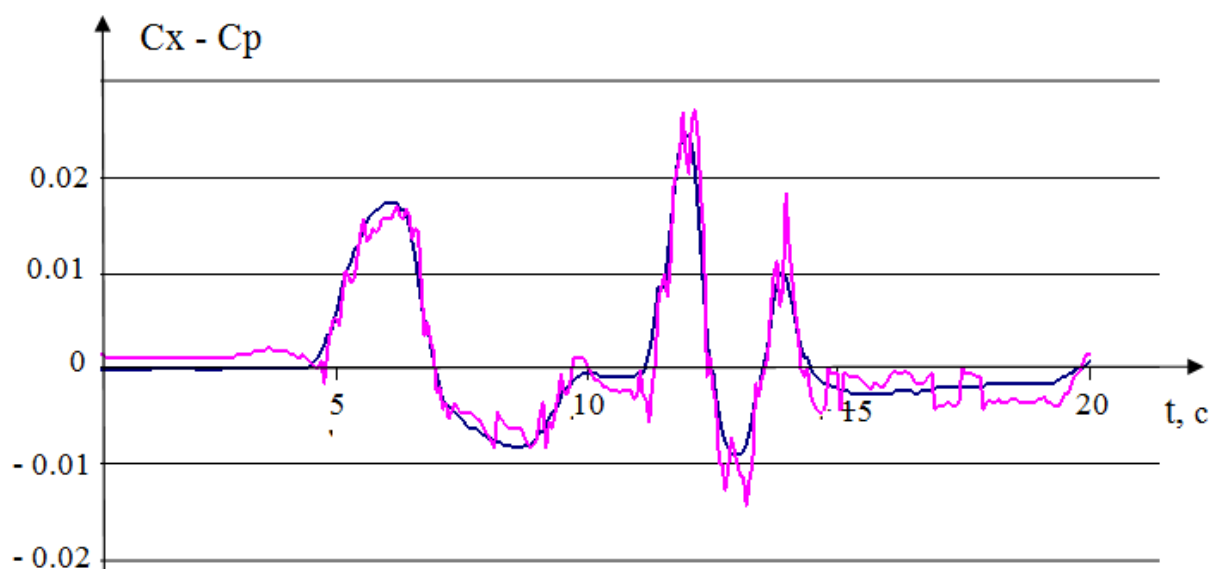


Рисунок 3.18 – Значения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ и аппроксимация полиномом 3 порядка от угла атаки в функции времени

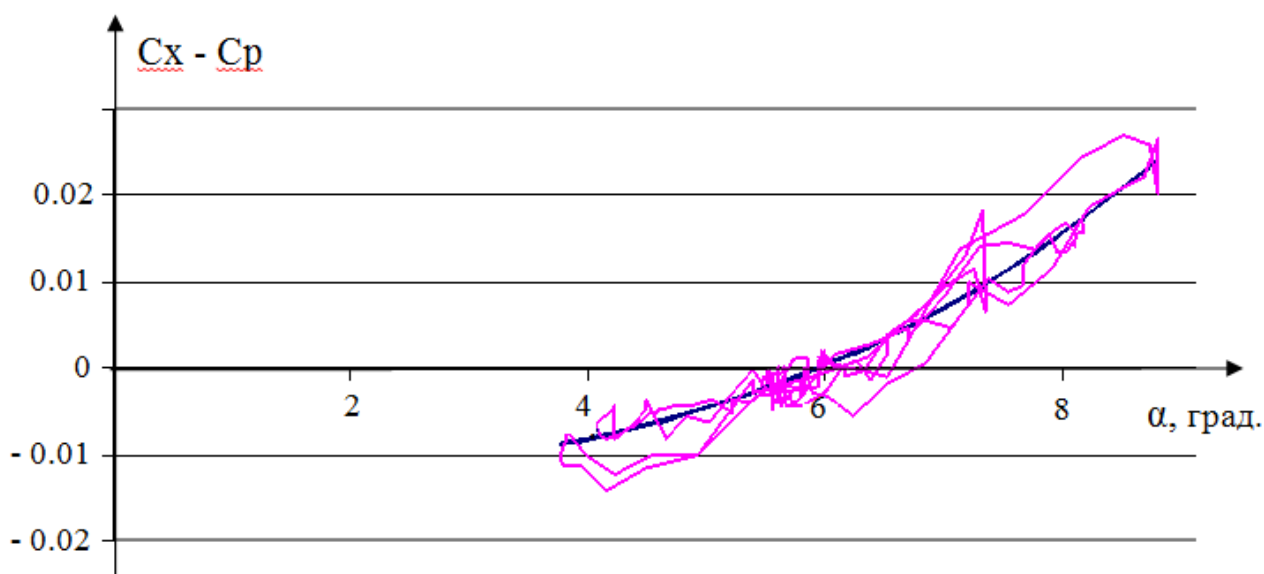


Рисунок 3.19 – Значения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ и аппроксимация полиномом 3 порядка от угла атаки в функции угла атаки

Анализ рисунков 3.18, 3.19 показывает, что полином 3 порядка достаточно точно описывает изменение обобщенного коэффициента $C_x - C_p$, а рассогласования обусловлены погрешностями измерений.

Построим график зависимости обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ от угла атаки по всему объединенному участку 1.1 и 1.2. При этом угол отклонения РУД обоих двигателей изменялся ступенчато от балансировочного значения 33 градуса до значения 42.7 градусов. На рисунке 3.20 отчетливо видно, что двум различным РРД соответствуют две ветви графика, которые для углов атаки 4 – 7 градусов с высокой точностью параллельны. Это означает, что в данном диапазоне углов атаки тяга двигателя зависит только от РРД и не зависит от угла атаки, а приращения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ вызваны только изменением аэродинамического сопротивления.

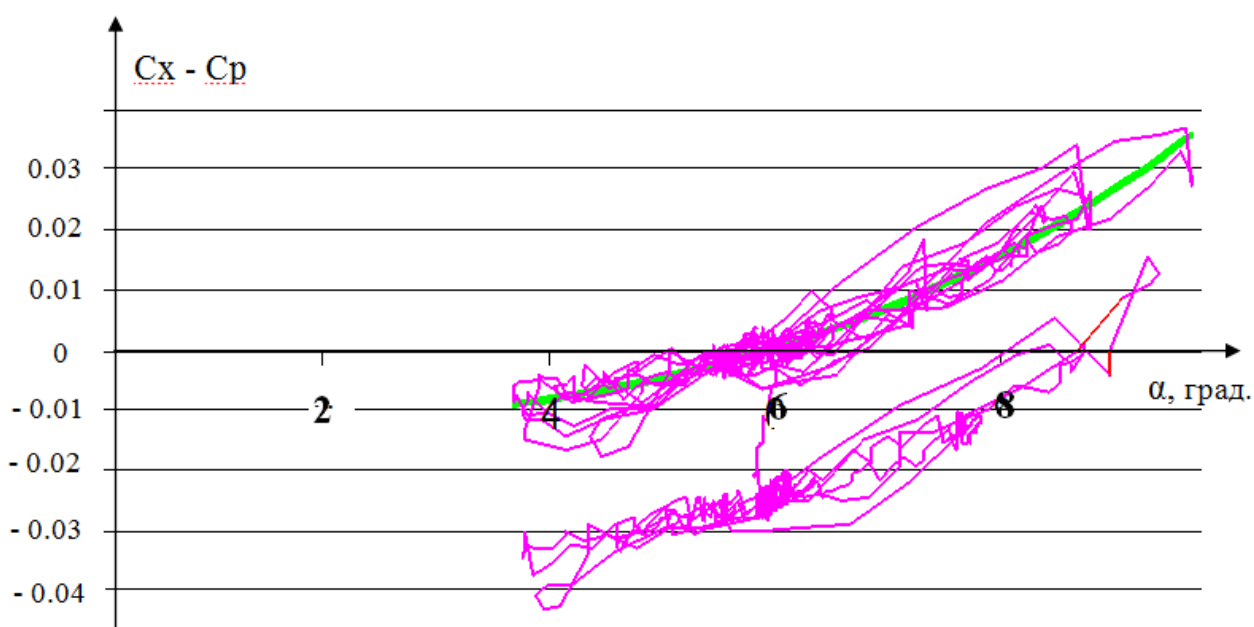


Рисунок 3.20 – Значения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ и аппроксимация полиномом 3-го порядка от угла атаки в функции угла атаки при изменении РРД

Полученный результат позволяет в явном виде получить оценку приращения тяги двигателей при изменении РРД.

Для этого вычтем из обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ полученную выше полиномиальную аппроксимацию в зависимости от угла атаки. Из сказанного выше следует, что таким образом мы исключаем составляющую, обусловленную аэродинамическим сопротивлением, и получаем оценку приращения эффективной тяги двигателей, вызванную изменением РРД.

Для удобства выразим оценку приращения тяги в кГс и построим график в функции угла атаки (рисунок 3.21). Горизонтальное расположение графиков указывает на отсутствие корреляционной зависимости оценок тяги от угла атаки и подтверждает сделанные ранее допущения.

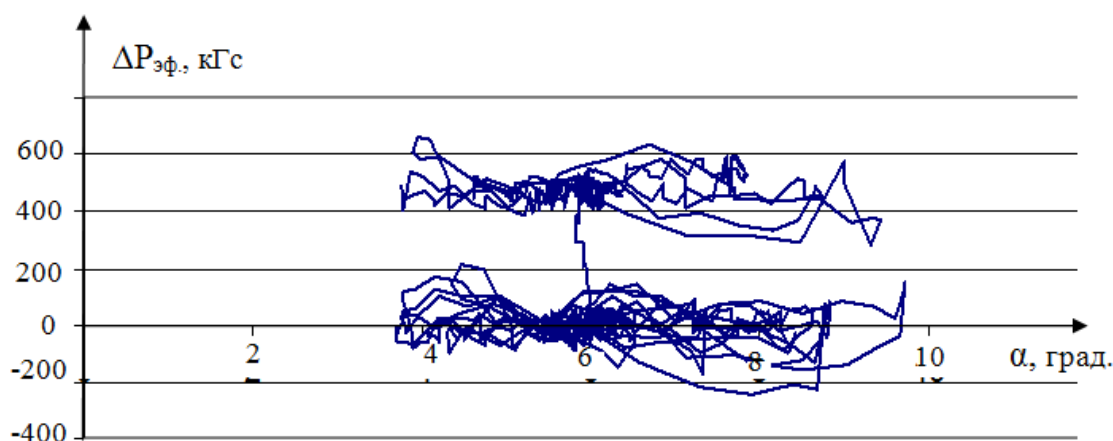


Рисунок 3.21 – Оценка приращения эффективной тяги двигателей в функции угла атаки

Представим окончательно полученные оценки приращений эффективной тяги силовой установки в функции времени (рисунок 3.22). Для сравнения на этом же графике приведено приращение стендовой тяги двигателя для данного участка полета, рассчитанной по газодинамической модели двигателя.

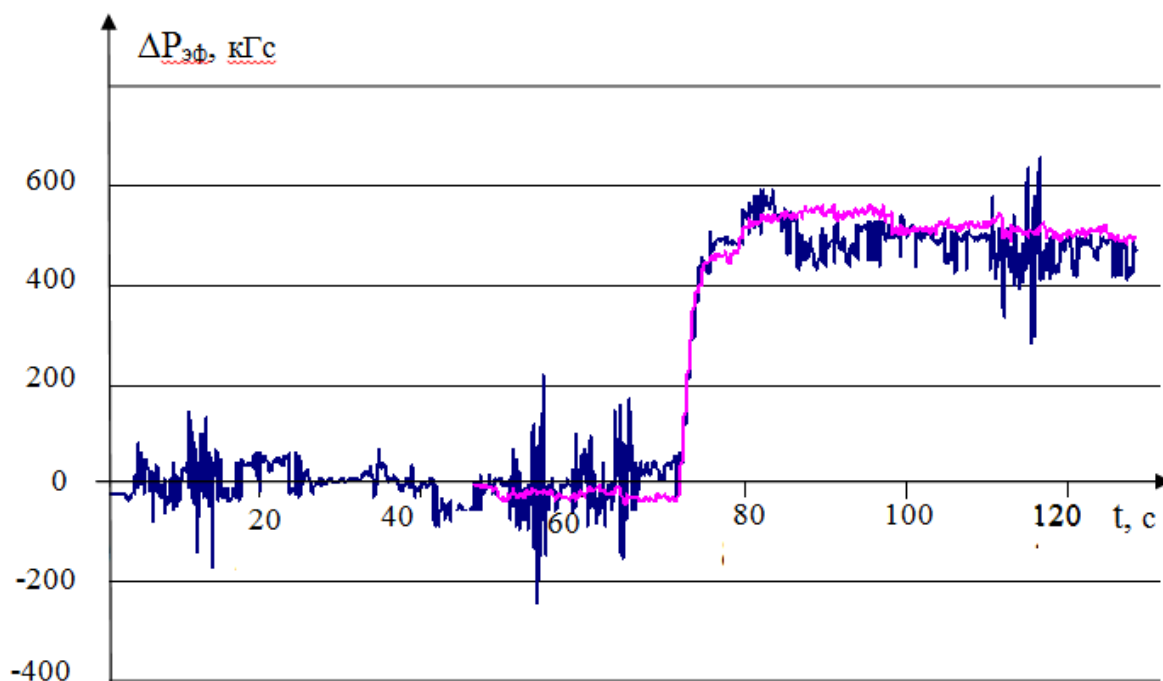


Рисунок 3.22 – Оценки приращения эффективной и стендовой тяги двигателей при ступенчатом отклонении РУД от 33 до 42.7 градусов

Анализ результатов (рисунок 3.22) позволил сделать вывод о том, что полученные расхождения характеризуют различие между приращениями эффективной тяги силовой установки, вычисленной по данным летного эксперимента с применением специального тестового маневра, и стендовой эффективной тяги, вычисленной по газодинамической модели двигателя. При этом расхождения не превышают 30 кГс, то есть 5% от величины приращения.

3.4.2 Анализ результатов летных экспериментов на режимах работы двигателей «Малый газ» и «Максимал»

На участках полета 2.1 и 2.4 угол отклонения РУД обоих двигателей изменялся ступенчато от балансировочного значения 33 градуса до значения «Максимал» и затем до значения «Малый газ».

Изменения углов атаки и тангажа на этих участках показаны на рисунках 3.23 и 3.24. Анализ полученных результатов (рисунок 3.23, 3.24) показал, что угол атаки выдерживается на площадках между дачами с погрешностями в десятые доли градуса. Угол тангажа после изменения РУД увеличивается для компенсации приращения силы тяги за счет весовой составляющей с забросом 4 – 5 градусов.

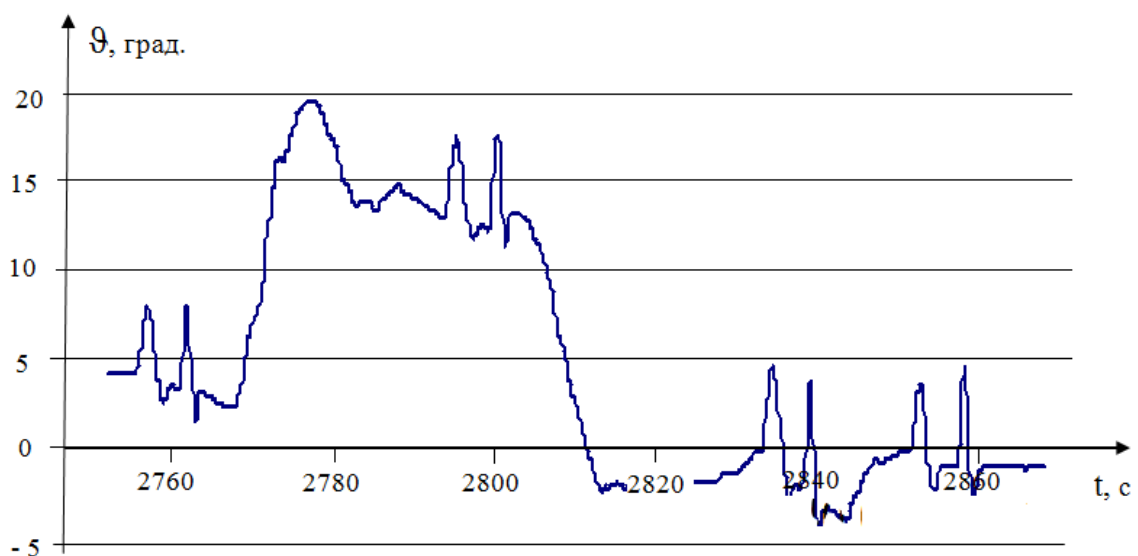


Рисунок 3.23 – Изменение угла тангажа на участках 2.1 и 2.4

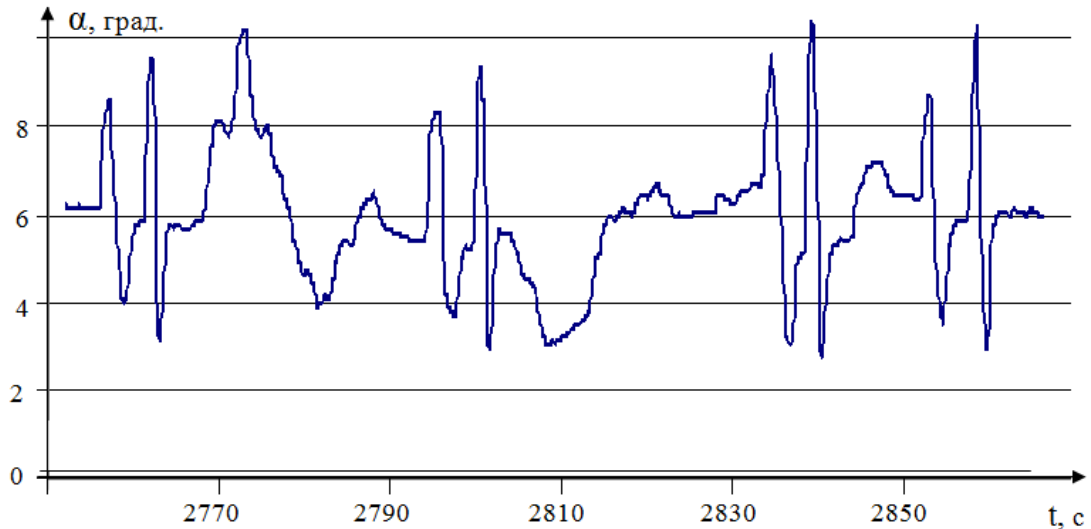


Рисунок 3.24 – Изменение угла атаки на участках 2.1 и 2.4

Для выявления характера зависимости аэродинамического сопротивления и тяги силовой установки от угла атаки применялась методика, изложенная выше. Результаты аналогичны предыдущему случаю.

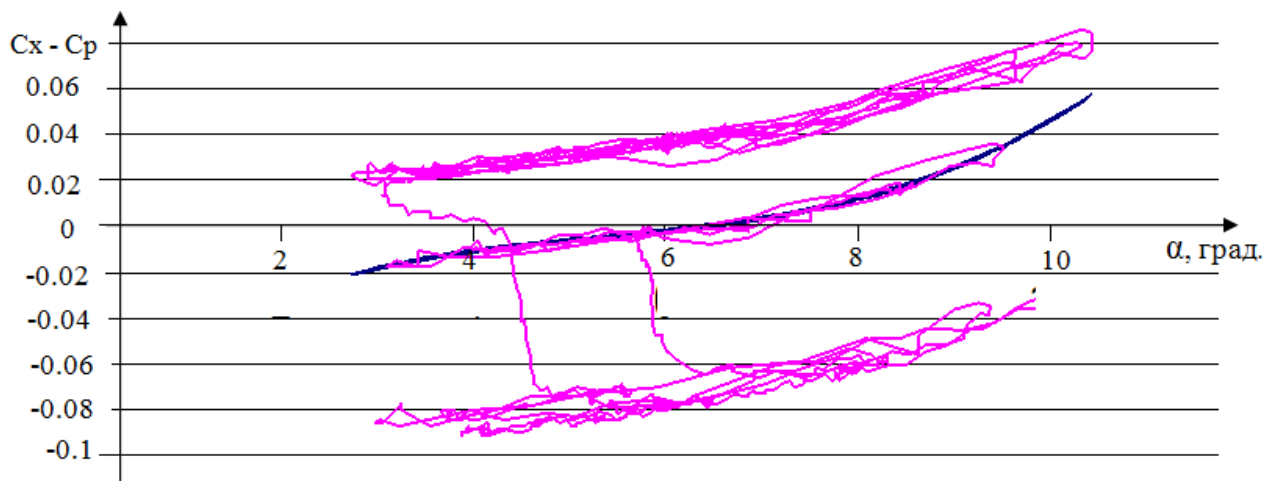


Рисунок 3.25 – Значения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ и аппроксимация полиномом 3 порядка от угла атаки в функции угла атаки при изменении РРД балансировочный, Максимальный, Малый газ

Анализ результатов (рисунок 3.25) показал, что обобщенный коэффициент $C_x - C_p$ зависит от угла атаки по всему объединенному участку 2.1 и 2.4. При этом угол отклонения РУД обоих двигателей изменялся ступенчато от балансировочного значения 33 градуса до значения «Максимальный» и затем до значения «Малый газ». Из полученных результатов отчетливо видно, что трем различным РРД соответствуют три ветви графика, которые для углов атаки 4...7

градусов с высокой точностью параллельны. Это означает, что в данном диапазоне углов атаки тяга силовой установки зависит только от РРД и не зависит от угла атаки, а приращения обобщенного коэффициента $C_x - C_p$ вызваны изменением аэродинамического сопротивления.

В соответствии с приемом, предложенным в подразделе 3.4.1, исключим составляющую аэродинамического сопротивления. Для этого применим полиномиальную аппроксимацию 3 порядка, и найдем оценку приращения эффективной тяги.

В целях удобства выразим эту оценку в кГс и построим график в функции угла атаки (рисунок 3.26). Горизонтальное расположение графиков указывает на отсутствие корреляционной зависимости оценок тяги силовой установки от угла атаки и подтверждает сделанные ранее допущения для диапазона углов атаки 4...7 градусов.

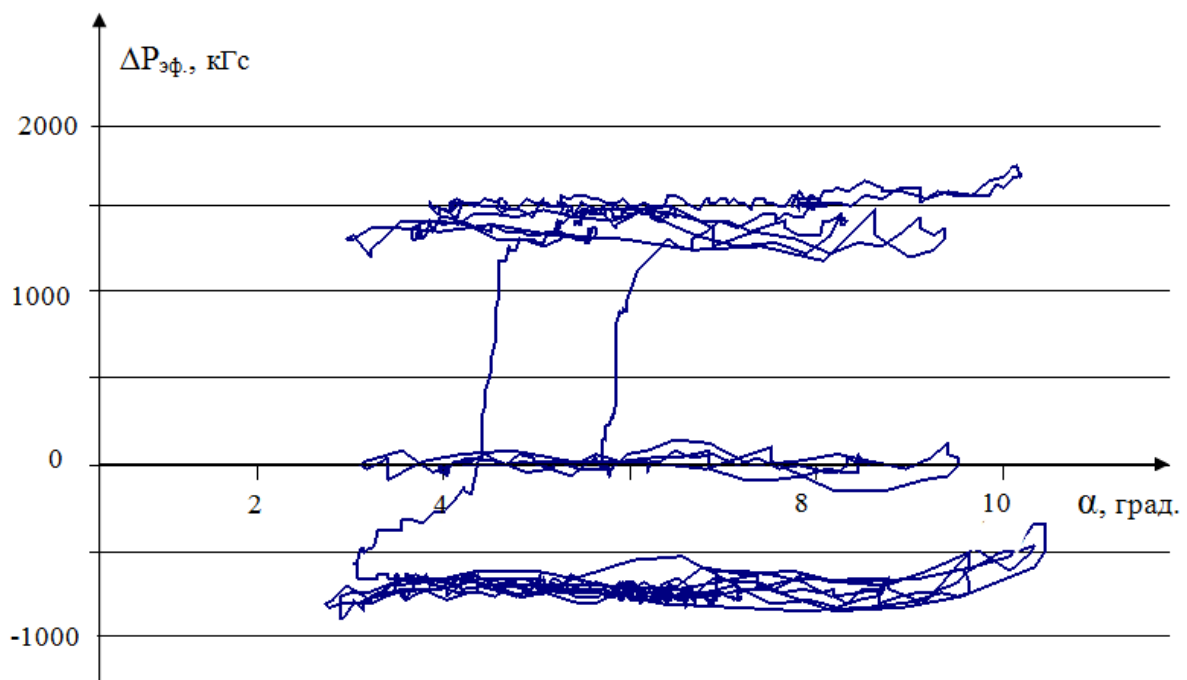


Рисунок 3.26 – Оценка приращения эффективной тяги двигателей в функции угла атаки

Представим окончательно полученные оценки приращений эффективной тяги силовой установки в функции времени (рисунок 3.27). Для сравнения на этом же графике изобразим приращения стендовой тяги двигателя для данного участка

полета, рассчитанные по газодинамической модели двигателя с помощью программного комплекса ДСД.

Анализ полученных результатов (рисунок 3.27) 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, вычисленной по газодинамической модели двигателя. При этом расхождения не превышают 4% от величины приращения эффективной тяги.

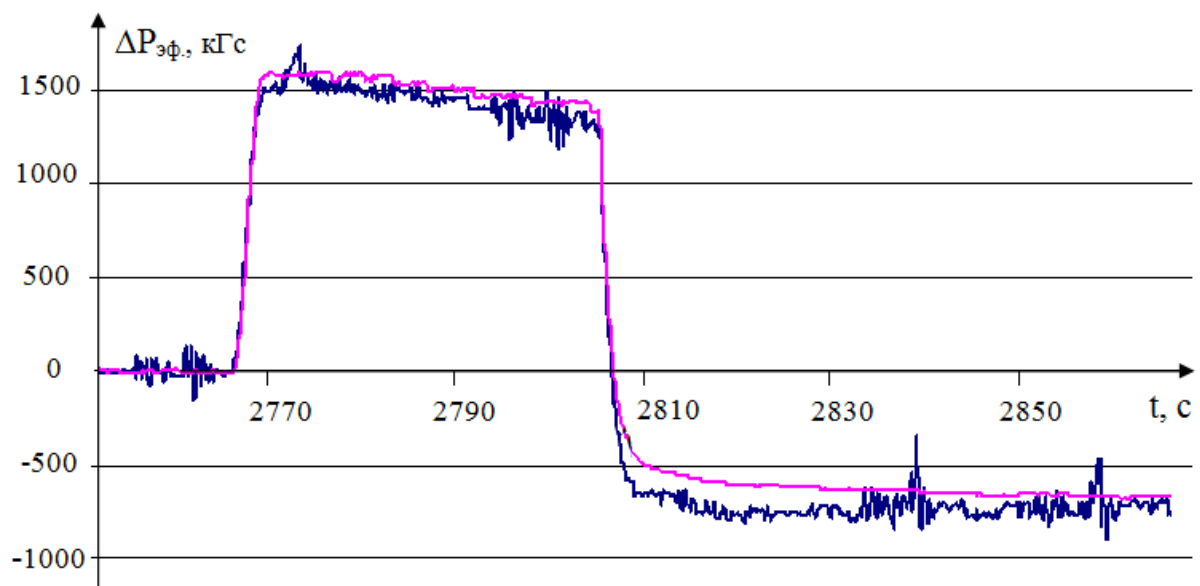


Рисунок 3.27 – Оценка приращения эффективной и стендовой тяги двигателей при ступенчатом отклонении РУД от 33 градусов до 65 градусов (Максимал) и 17.2 градусов (Малый газ)

Анализ результатов, полученных в процессе обработки полетных данных на режимах с изменением тяги двигателей, позволяет сделать следующие выводы:

близкое совпадение оценок приращений эффективной тяги силовой установки, полученных по данным летных испытаний, и оценок стендовой тяги, вычисленных по газодинамической модели двигателя, подтверждают работоспособность предложенной методики;

уровень рассогласований 4...5% между оценками предложенного метода и моделью, полученной с помощью ДСД, в данном случае является

удовлетворительным, поскольку модель имеет свои погрешности сопоставимого уровня и не может считаться эталоном;

полученный результат показывает сложность тестирования алгоритмов отдельного оценивания тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления по данным летных экспериментов, поскольку в этом случае отсутствует эталон для сравнения;

предложенный алгоритм обеспечивает получение оценок тяги силовой установки в приращениях, а не в абсолютных значениях, как это требуется в большинстве практических задач, поэтому его следует применять совместно с другим алгоритмом, предложенным в настоящей работе, а именно, с алгоритмом совместной идентификации тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления на основе метода максимума правдоподобия.

Выводы по разделу 3

1. В разделе выполнена настройка комплекса газодинамического моделирования «Диалог» разработки ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова на примере двигателя АИ-222-25, проведены расчеты основных характеристик двигателя на отдельных полетных режимах, подтверждена целесообразность применения газодинамических моделей такого типа для получения априорных данных для работы алгоритмов совместной идентификации эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления по полетным данным.

2. Проведен расчет влияния погрешностей априорных данных на оценки идентификации эффективной тяги силовой установки и аэродинамического сопротивления для типового режима полета. Показано, что для уровня погрешностей газодинамических расчетов 10% (что выше имеющихся оценок точности газодинамических подходов) погрешности идентификации, порождаемые неточностью априорных данных, не превышают 0,4%.

3. Проведено тестирование алгоритма совместной идентификации по данным моделирования на пилотажном исследовательском стенде. Показано,

что в условиях шумов измерений, соответствующих летному эксперименту, погрешности оценивания эффективной тяги силовой установки не превысили 1,2%.

4. Обработка данных летного эксперимента при помощи алгоритма оценивания приращений эффективной тяги силовой установки при изменении режима работы двигателей, и сравнение с расчетами для этого же режима по программе ДСД подтвердили работоспособность предложенного алгоритма.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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%) при 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 предложенного метода и модели, полученной с помощью газодинамической модели, не превышает 4 – 5%.

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

Основные результаты исследования реализованы в практической деятельности Государственного летно-испытательного центра имени В.П. Чкалова при решении следующего ряда задач (Приложение Г):

разработка учебно-методических материалов для слушателей Центра подготовки летчиков-испытателей;

создание комплекса моделей для исследования динамики самолетов;

совершенствование методического обеспечения испытаний авиационных комплексов на оценку их летно-технических характеристик;

выполнение исследований в целях создания новых методов испытаний по оценке боевых возможностей и эффективности авиационных комплексов (научно-исследовательская работа шифр «Волна»).

Предложенная методика может использоваться в целях оценки абсолютного значения и приращения эффективной тяги силовой установки при постоянном и переходном режимах работы двигателя, а также для контроля его технического состояния.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- АДТ – аэродинамическая труба;
- ВПК – взлетно-посадочная конфигурация;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- ДСД – диалоговая система «Двигатель»;
- КБТИ – комплекс бортовых траекторных измерений;
- КСУ – комплексная система управления;
- ЛА – летательный аппарат;
- ЛКИ – летно-конструкторские испытания;
- ЛТХ – летно-технические характеристики;
- МВИ – межведомственные испытания;
- МНК – метод наименьших квадратов;
- ППП – прямолинейный горизонтальный полет;
- ПК – полетная конфигурация;
- ПМО – программно-математическое обеспечение;
- РРД – режим работы двигателя(ей);
- РУД – рычаг управления двигателями;
- РУС – ручка управления самолетом;
- САПР – средства автоматизированного проектирования;
- САУ – система автоматического управления;
- СБИ – система бортовых измерений;
- СВС – система воздушных сигналов;
- СНС – спутниковая навигационная система;
- СУ – силовая установка;
- ТРД – турбореактивный двигатель;

ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель;

ТРДФ – турбореактивный двигатель с форсажной камерой;

ТРДДФ – турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой;

ЦГВ – центральная гировертикаль;

ЭВМ – электронно-вычислительная машина.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения, обозначения. М., 1981. 52 с.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Бюшгенса Г.С. – М.: Наука, 1998. – 816 с.
3. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др. Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 540 с.
4. Математическая модель многоступенчатого осевого компрессора / Д.В. Беляев, И.А. Гунькин, Н.В. Прилепина, В.С. Талызина и др. – НТО, №1/2168, М.: ЦИАМ, 1990. – 135 с.
5. Беляков В.С., Козарев Л.А., Шашенков А.Д. Расчет параметров и характеристик авиационных ГТД. Учебное пособие. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1987. – 723 с.
6. Берестов Л.М., Поплавский Б.К., Мирошниченко Л.Я. Частотные методы идентификации летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 183 с.
7. Берсенева Н.В., Дружинин Л.Н., Малинина Н.С. Диалоговая система автоматизированного проектирования типичных схем ГТД. Отчет о научно-исследовательской работе №10444, ЦИАМ, 1985.
8. Летные испытания самолетов / К.К. Васильченко, Ю.А. Кочетков, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский. – М.: Машиностроение, 1996. – 720 с.
9. Структурная идентификация математической модели движения самолета / К.К. Васильченко, Ю.А. Кочетков, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский. – М.: Машиностроение, 1993, – 352 с.
10. Голубев В.А. Двухконтурные авиационные двигатели. Теория, расчет и характеристики. – М.: Издательство МАИ, 1993. – 673 с.
11. Гумаров С.Г., Корсун О.Н. Метод определения динамической погрешности оптических станций траекторных измерений // Метрология. – 2011. – № 3. – С. 16-23.

- 12.Добрянский Г.В., Мартьянова Т.С. Динамика авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
- 13.Долголенко Г.П., Романов М.Д., Гатин В.В. Летные испытания газотурбинных двигателей самолетов и вертолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 110 с.
- 14.Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. – Труды ЦИАМ № 832, 1979.
- 15.Дружинин Л.Н., Швец Л.И. Система программ для определения параметров и характеристик турбореактивных двигателей. Технический отчет №8831, ЦИАМ, 1979.
- 16.Егоров И.Н., Кренин Г.В., Лещенко И.А. Особенности математического моделирования авиационных ГТД. – М.: ВВИА, 1998. – 482 с.
- 17.Испытания авиационных двигателей / Григорьев В.А., Гишваров А.С., Кузнецов С.П. и др. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
- 18.Многофакторные математические модели функционирования авиационных газотурбинных двигателей в фазохронометрическом представлении / М.И. Киселев, А.С. Комшин, В.И. Пронякин, О.Н. Корсун, М.Ю. Немичев // Метрология. – 2011. – № 9. – С.13-27.
- 19.Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. Хролина Д.В. – М.: Машиностроение, 1989 г.
- 20.Корсун О.Н. Алгоритм идентификации динамических систем с функционалом в частотной области // Автоматика и телемеханика. – 2003. – № 5. – С. 111-121.
- 21.Корсун О.Н. Методы параметрической идентификации технических систем. – М.: МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА, 2011. – 69 с.
- 22.Корсун О.Н. Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2008. – № 6. – С. 2-7.
- 23.Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Леонов В.А. Оценивание силы тяги двигателей воздушных судов по данным летных испытаний на основе оптимальных

- инвариантных линейных преобразований // Техника воздушного флота. – 2011. – №1. – С. 25-30.
24. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Обоснование подходов к отдельной идентификации эффективной тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний // XII Всероссийское совещание по проблемам управления. – 2014. – С. 3371-3377.
25. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Оценки систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения на основе интеграции данных спутниковой навигационной системы и идентификации скорости ветра // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2011. – № 1. – С. 133-146.
26. Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Яцко А.А. Отдельная идентификация тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний при воздействии шумов измерений // Труды X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'15. – 2015. – С. 1032-1042
27. Корсун О.Н., Лещенко И.А., Немичев М.В. Исследование возможностей фазохронометрических методов в задаче диагностики газоздушного тракта авиационных газотурбинных двигателей // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2010. – № 6. – С. 63-70.
28. Кравченко И.В., Христофоров И.Л. Рабочий процесс и характеристики ГТД. – М.: Издательство МАИ, 2006. – 83 с.
29. Краснов С.Е., Ольштейн Л.Е., Семерняк Л.И. Математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой, предназначенная для исследования его устойчивости при неоднородном поле давлений на входе. – Тр. ЦИАМ №1009, 1982.
30. Кулифеев Ю.Б. Дискретно-непрерывный метод идентификации непрерывных систем // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. – 1981. – № 5. – С.47-55.
31. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. – М: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. – 574 с.

32. Летные испытания самолетов / М.Г. Котик, А.В. Павлов, И.М. Пашковский, Н.Г. Щитаев. – М: Машиностроение, 1968. – 694 с.
33. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. М.: Физматгиз, 1962. 333 с.
34. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя. М.: Наука, 1991. 432 с.
35. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Коварцев А.Н. и др. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. - Самара, 1996.
36. Моисеев Н.Н., Иванюков Ю.П., Столярова Е.М. Методы оптимизации. М.: Наука, 1978. 352 с.
37. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов. – М.: Машиностроение, 1988.
38. Овчаренко В.Н. Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. – М.: Издательство МАИ, 2017. – 182 с.
39. Поплавский Б.К., Корсун О.Н., Леонов В.А. Оценивание силы тяги двигателей и аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний // Седьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'12 (Электронный ресурс; CD-ROM гос. рег. № 0321303652). 2012. С. 299-302.
40. Поплавский Б.К., Леонов В.А. Инвариантное оценивание в испытаниях воздушных судов. Полет. № 2 .2007 г.
41. Приходько С.Ю. Идентификация силы тяги при изменении режима работы двигателей в летных испытаниях // Качество и жизнь. – 2017. – № 4. – С. 32-35.
42. 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.

43. 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.
44. 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.
45. 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.
46. 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).
47. 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. 65-70.
48. Пушков С.Г., Ловицкий Л.Л., Корсун О.Н. Методы определения скорости ветра при проведении лётных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. №9. С. 65-70.
49. Пушков С.Г., Корсун О.Н., Яцко А.А. Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 11. С. 771-776.
50. Руководство по испытаниям авиационной техники. Раздел 6.2.1.4. Вып.6. Самолеты с ТРД. Комплексное определение аэродинамических и тяговых характеристик. Типовые методики. – Жуковский. ЛИИ им. М.М. Громова, 2000.

- 51.Скворцов Ю.А. Математическое моделирование ГТД на переходных режимах. – В сб.: Научно-методические материалы по процессам и характеристикам авиационных двигателей. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1977.
- 52.Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987. 711 с.
- 53.Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука. 1986. 288 с.
- 54.Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. д-ра техн. наук, проф. С.М.Шляхтенко, д-ра техн. наук, проф. В.А.Сосунова.- М.: Машиностроение, 1979.
- 55.Швец Л.И., Челомбитько А.В. Система программ для определения параметров и характеристик турбореактивных двигателей. Инструкция для пользователей. ЦИАМ, 2001.
- 56.Исследовано в России [Электронный ресурс]: многопредмет. науч. журн. / САПР и Графика. – Электрон. журн. – М.: Издательский дом «Компьютер Пресс», 2007. – Режим доступа к журн.: <http://sapr.ru/article/17624> (15.10.2017).
- 57.Способ определения тяги двигателей самолета: пат. 2579796 Рос. Федерация: G 01 L 5/13 / Н.А. Туткарев, О.П. Лысюк, В.С. Кулабухов, О.Н. Корсун, Б.К. Поплавский, В.Ф. Заец ; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Московский научно-производственный комплекс "Авионика" имени О.В. Успенского. – № 0002579796 опубл. 18.04.2016.
- 58.Способ определения тяги при изменении режима работы двигателей самолета и устройство для его осуществления : пат. 2601367 Рос. Федерация: G 01 L 5/13 / Н.А. Туткарев, О.П. Лысюк, В.С. Кулабухов, О.Н. Корсун, Б.К. Поплавский, В.Ф. Заец; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Московский научно-производственный комплекс "Авионика" имени О.В. Успенского. – № 0002601367 ; опубл. 17.11.2016.
- 59.PART 25, Feb. 8, 1999. Airworthiness Standard: Transport Category Airplanes. FAA. Department of Transport. USA.

- 60.SAE AIR 1703A, Feb. 2006. In-flight Thrust Determination. Society of Automotive Engineers. USA.
- 61.SAE AIR 5450, Draft 2006-06-16. Advanced Ducted Propulsor In-Flight Thrust Determination Society of Automotive Engineers. USA.
- 62.Frank J. Kurtenbach, Frank W. Burcham Flight evaluation of simplified gross thrust calculation technique using an F100 turbofan engine in an F-15 airplane. NASA Technical Paper 1782. California, 1981.
- 63.Girija G., Parameswaran V., Raol J.R., Srinathkumar S. Estimation of Lift and Drag Characteristics of an Aircraft from Flight Data // Journal of Aero. Soc. of India. – 1991. № 4. – P. 285 - 292.
- 64.Hoff J.C., Barbosa J.R. Application of a Stochastic In-Flight Thrust Determination Process to Real Engine Data // Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications. SP, Brazil, 2009.
- 65.Korsun O.N., Poplavsky B.K., Prihodko S. Ju. Identification of the Absolute Value of the Effective Thrust Engines Based on the Method of Maximum Likelihood and Custom Models. – Proc. of the VIII Aerospace International Congress IAC'15. Moscow. 2015, p.p. 106-107.
- 66.Klein V. Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data // Prog. Aerospace. Sci. 1989. Vol. 26. P. 1–77.
- 67.Klein V, Morelli E. A. Aircraft System Identification: Theory And Practice. – Reston: AIAA. 2006. 499 p.
- 68.Maine R.E., Iliff K.W. Identification of Dynamic Systems. Theory and Formulation. / NASA RP 1138. 1985. 160 p.
- 69.Muhammad H., Muhandi, Kuntjoro W., Sritjiono B.E. In-Flight Thrust Determination by Load Measurement on the Engine Mounting System. – ICAS 2000 Congress, p. 533.1-533.7.
- 70.Prihodko 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. – 2016. – № 103. – 82-87.

Приложение А

А.1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЛЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

На испытания представляется самолет, оборудованный СБИ и, как правило, КБТИ, обеспечивающими измерение и регистрацию параметров движения ЛА и функционирования самолетных систем и силовой установки. Для выполнения идентификации моделей движения самолетов в каналах тангажа, крена, курса, а также в канале сил тяги и сопротивления необходимо обеспечить регистрацию в полете следующих параметров:

1. Барометрическая высота полета, м.
2. Приборная (индикаторная) скорость полета, км/ч.
3. Истинная воздушная скорость полета, км/ч.
4. Число M полета.
5. Температура наружного воздуха, градус.
6. Перегрузка n_y , единицы перегрузки.
7. Перегрузка n_z , единицы перегрузки.
8. Перегрузка n_x , единицы перегрузки.
9. Угловая скорость ω_x , градус/с.
10. Угловая скорость ω_y , градус/с.
11. Угловая скорость ω_z , градус/с.
12. Угол тангажа, градус.
13. Угол крена, градус.
14. Угол рыскания, градус.
15. Угол атаки истинный, градус.
16. Угол атаки местный левого датчика, градус.
17. Угол атаки местный правого датчика, градус.
18. Угол скольжения истинный, градус.
19. Угол скольжения местный, градус.

20. Угол отклонения стабилизатора (руля высоты) левого, градус.
21. Угол отклонения стабилизатора (руля высоты) правого, градус.
22. Угол отклонения руля направления левого, градус.
23. Угол отклонения руля направления правого, градус.
24. Угол отклонения элерона левого, градус.
25. Угол отклонения элерона правого, градус.
26. Угол отклонения носков, градус.
27. Угол отклонения закрылков, градус.
28. Отклонение штурвала или РУС по тангажу, мм или градус.
29. Отклонение штурвала или РУС по крену, мм или градус.
30. Отклонение педалей, мм.
31. Разовая команда положения шасси.
32. Разовая команда положения тормозных щитков.
33. Отклонение РУД всех двигателей, мм или градус.
34. Обороты ротора низкого давления N1 всех двигателей, %.
35. Обороты ротора высокого давления N2 всех двигателей, %.
36. Положение створок сопла всех двигателей.
37. Значения температуры и давления в основных сечениях газотурбинного тракта всех двигателей.
38. Положение элементов входных устройств всех двигателей.
39. Разовые команды включения и выключения режимов КСУ, САУ.
40. Составляющие скорости самолета V_E, V_N, V_H , измеряемые СНС, работающей в дифференциальном режиме, которая устанавливается на этапе испытаний как средство внешнетраекторных измерений (или КБТИ).
41. Координаты самолета B, L, H , измеряемые СНС, работающей в дифференциальном режиме, которая устанавливается на этапе испытаний как средство внешнетраекторных измерений (или КБТИ).
42. Составляющие скорости самолета V_E, V_N, V_H , измеряемые инерциальной навигационной системой (или КБТИ).

43. Координаты самолета B, L, H , измеряемые инерциальной навигационной системой (или КБТИ).

Перечень регистрируемых параметров может уточняться с учетом специфики самолета и решаемой задачи. При этом частота регистрации сигналов, используемых для идентификации, должна составлять 16 – 32 Гц. Рекомендуемая ошибка синхронизации не должна превышать 0,001 с, что должно обеспечиваться системой измерений и соответствующей системой обработки данных и подтверждаться актом испытаний, выполненных установленным порядком. Наиболее целесообразно обеспечение синхронизации измерений возложить на систему измерений и регистрации.

Аэродинамические поправки и запаздывания измерений статического и динамического давлений, высоты, приборной скорости и числа M полета должны быть определены до начала работ по идентификации. Учет поправок осуществляется стандартным образом согласно действующим методикам в процессе первичной обработки полетных данных.

Если введение указанных поправок реализовано в бортовой СВС, то зарегистрированные в полете значения барометрической высоты, истинной воздушной скорости, числа M могут быть использованы в целях идентификации.

В показаниях датчиков перегрузок, углов атаки и скольжения должны учитываться поправки, обусловленные выносом датчиков относительно центра масс. При определении величины выноса необходимо также учитывать фактическое положение центра масс, которое определяется по центровочным зависимостям.

В состав представляемых исходных данных по системам измерений, должны входить сведения о структуре и параметрах всех фильтров и прочих устройств, используемых для преобразования регистрируемых данных. На практике наибольшее распространение имеют сглаживающие фильтры (фильтры низких частот), предназначенные для подавления шумов измерений на частотах свыше 1 – 1,5 Гц. При выполнении идентификации учет таких фильтров является обязательным, поскольку вносимые ими динамические искажения

полезных сигналов могут приводить к значительным смещениям получаемых оценок.

Лётные испытания проводятся в соответствии с Руководствами по испытаниям авиационной техники.

Во всех летных экспериментах используется однотипное топливо с сопутствующими присадками. Непосредственно перед каждым вылетом определяется фактическая плотность топлива.

Как правило, летные эксперименты выполняются на ЛА без внешних подвесок или с несбрасываемыми, даже аварийно, подвесными грузами.

Приложение Б

Б.1. МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ЛЕТНОМУ СОСТАВУ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ТЕСТОВЫХ МАНЕВРОВ

1. Порядок выполнения тестовых маневров, обеспечивающих идентификацию абсолютного значения эффективной тяги силовой установки.

В соответствии с общим подходом к оцениванию характеристик самолетов в летных испытаниях указанный маневр необходимо выполнить во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета [57].

На высоте $H=3000$ м и скорости полета, соответствующей $M=0,4$ ($V_{пр}=410$ км/час) сбалансировать самолет в прямолинейном горизонтальном полете (ПП) с постоянной скоростью, запомнить при этом угол атаки α_0 и выполнить дачи РУС по тангажу "от себя" и "на себя" длительностью 2...2,5 с так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm (2 - 3)$ градуса.

Восстановить ПП на той же высоте и с тем же числом M и углом атаки. Не изменяя режим работы двигателей, перевести самолет в пикирование с малым приращением угла тангажа так, чтобы приборная скорость полета постепенно увеличилась на 20 км/час до 430 км/час (число M увеличилось на 0,02 до $M=0,42$). Затем перевести самолет в прямолинейный набор высоты так, чтобы скорость с тем же темпом уменьшилась на 20 км/час от исходного значения, то есть до 390 км/час (число M уменьшилось на 0,02 от исходного до $M=0,38$). Далее снова перевести самолет в пикирование и увеличить скорость с тем же темпом до исходного значения 410 км/час ($M=0,4$). Восстановить ПП с $M=0,4$ ($V_{пр}=410$ км/час) на исходной высоте в пределах $H_0 = \pm 250$ м. Выполнить дачи РУС по тангажу "от себя" и "на себя" длительностью 2...2,5 с так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm (2 - 3)$ градуса.

При выполнении режима угол атаки выдерживать в диапазоне $\alpha_0 \pm (1...2)^\circ$, при переходах в пикирование и кабрирование допускается превышение этого ограничения.

Таким образом, требуется при постоянном режиме работы двигателя выполнить плавное колебание по приборной скорости ± 20 км/ч ($\Delta M = \pm 0,02$) за счет малых изменений угла наклона траектории. Повторить режим.

2. Порядок выполнения тестовых маневров, обеспечивающих идентификацию приращений эффективной тяги силовой установки относительно установившегося значения режима работы двигателя.

В соответствии с общим подходом к оцениванию характеристик самолетов в летных испытаниях указанный маневр необходимо выполнить во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета [58].

На высоте $H=3000$ м и скорости полета, соответствующей $M=0,4$ сбалансировать самолет в прямолинейном горизонтальном полете (ПГП) с постоянной скоростью, запомнить при этом угол атаки α_0 . Выполнить дачи РУС по тангажу "от себя" и "на себя" так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm (2 - 3)$ градуса. Восстановить ПГП на той же высоте и с тем же числом M . Отклонить РУД обоих двигателей на увеличение тяги в положение, среднее между исходным и "Максимал". Перевести самолет в прямолинейный набор высоты и подобрать угол тангажа так, чтобы число M и угол атаки α_0 оставались постоянными, то есть такими же, как на участке ПГП. После выхода двигателя на установившийся режим работы выполнить участок полета в наборе с указанными M и α_0 длительностью 2...3 с. Далее в наборе выполнить дачи РУС по тангажу "от себя" и "на себя" так, чтобы приращения угла атаки составили $\pm (2 - 3)$ градуса. Перевести самолет в ПГП с исходными H и M . Повторить режим.

Выполнить аналогичный режим, отклоняя РУД в положение "Максимал". Повторить режим.

Приложение В

В.1. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ ОБРАБОТКИ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ ПРИ ПОМОЩИ МЕТОДА МАКСИМУМА ПРАВДОПОДОБИЯ

Данная методика предназначена для решения задачи обработки данных летных испытаний - раздельной идентификация сил тяги и сопротивления методом максимума правдоподобия в целях одновременной проверки согласованности полетных данных и оценки силы тяги и коэффициентов сопротивления. Методика обработки данных основана на новых алгоритмических результатах, полученных для решения задачи и использует графический интерфейс, отображающий параметры основных этапов идентификации.

Директория Es_P_MMP_M (рисунок В.1) состоит из:

управляющей программы Angraph_MMP.exe;

вычислительной программы EsP_MMP.exe;

файла STATi121.txt с данными моделирования на полунатурном пилотажном стенде;

файла InPar_MMP.ini с данными, получаемыми в результате вычислений с использованием программы Angraph_MMP.exe, одновременно являющимися входными данными программы EsP_MMP.exe;

файлов SCROUT.TXT, Rezobr.txt с результатами вычислений, выполненных с использованием программы EsP_MMP.exe;

вспомогательных файлов.

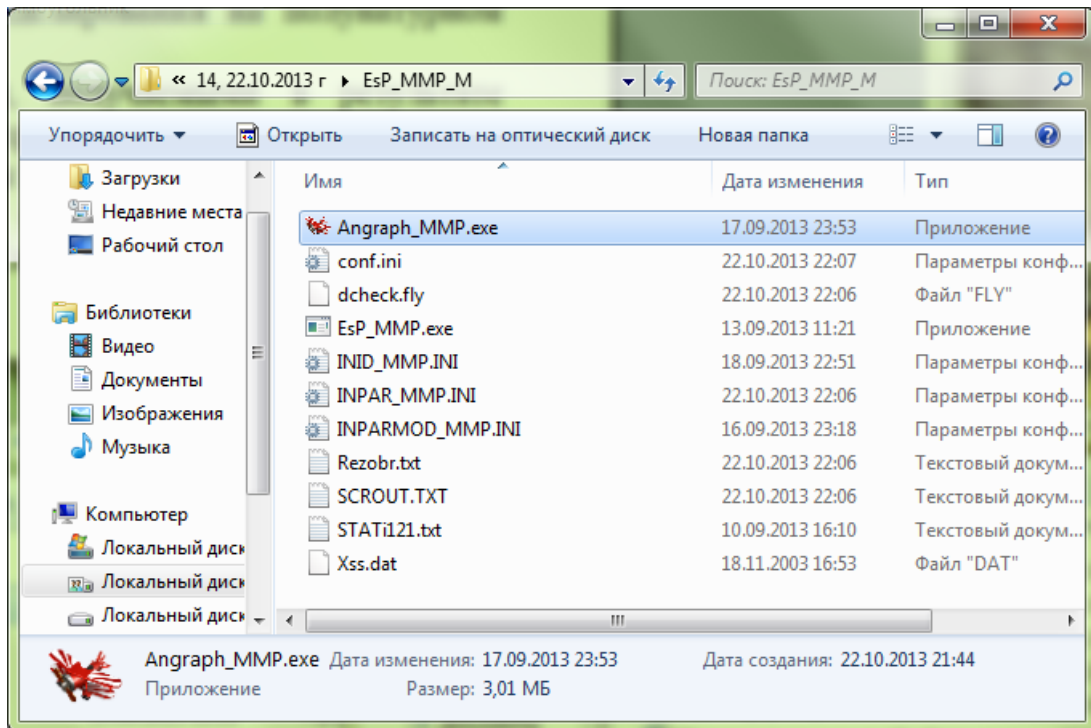


Рисунок В.1– Директория Es_P_MMP_M

Для выполнения обработки данных, необходимо запустить программу Angraph_MMP.exe и выбрать вкладку In_Par (рисунок В.2).

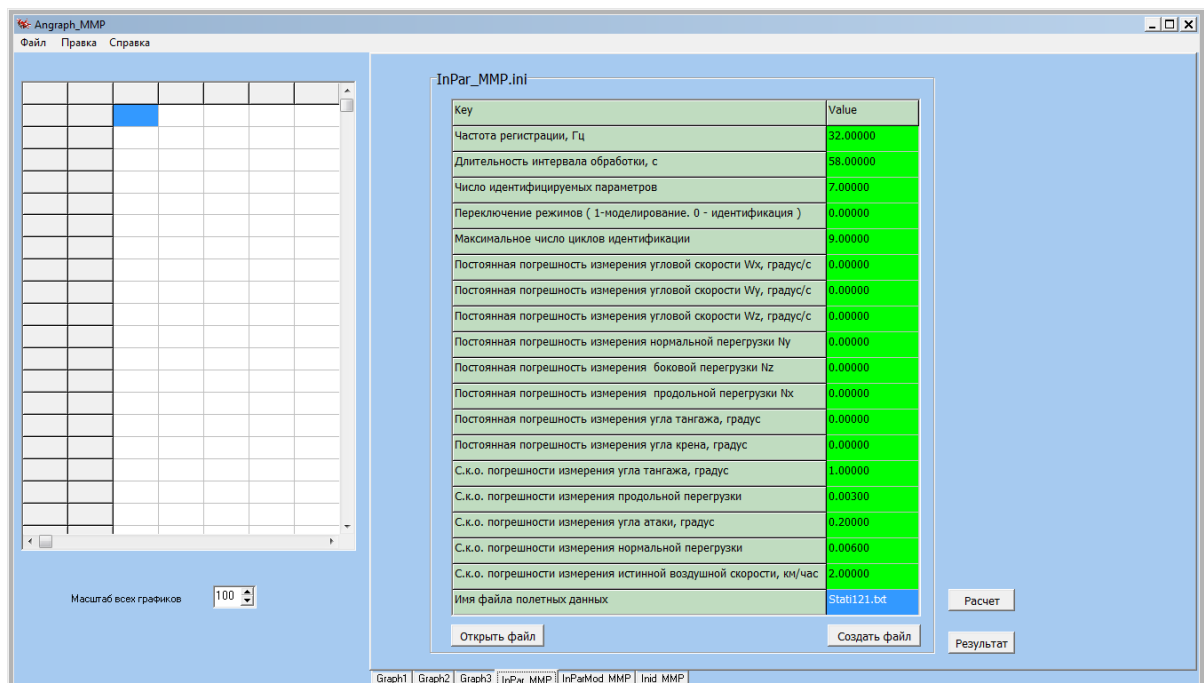


Рисунок В.2 – Графический интерфейс Angraph_MMP.exe

Данная вкладка предназначена для задания 19-ти параметров работы программы в соответствии с отображаемыми пояснениями. В данной вкладке

необходимо произвести настройку, после чего, нажать кнопку "Создать файл". В появившемся окне «Сохранить как» (рисунок В.3) выбрать «Сохранить».

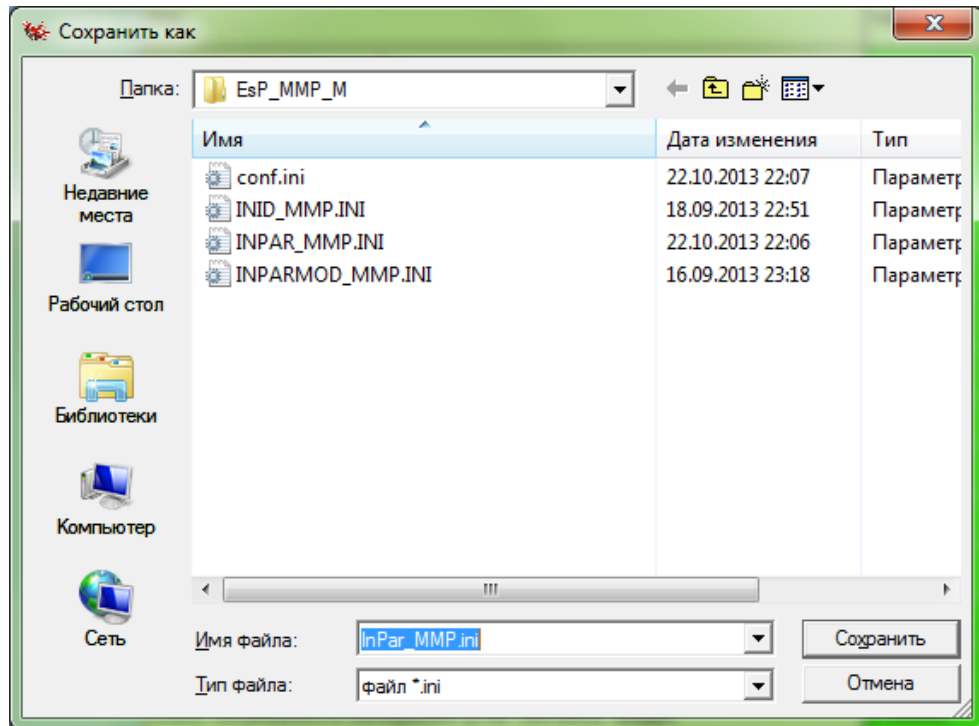


Рисунок В.3 – Окно «Сохранить как»

Операции, описанные выше, необходимы для создания файла InPar_MMP.ini (рисунок В.4). Данный файл предназначен для выполнения обработки вычислительной программой EsP_MMP.exe.

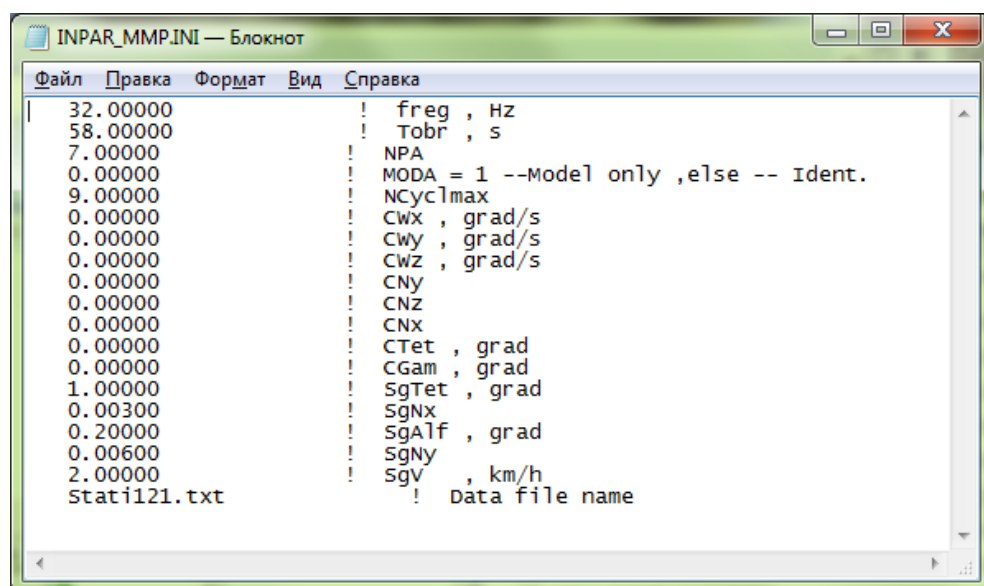


Рисунок В.4 – Файл InPar_MMP.ini

Запустить программу `EsP_MMP.exe` нажатием кнопки «Расчет» в графическом интерфейсе программы `Angraph_MMP.exe` (рисунок В.5).

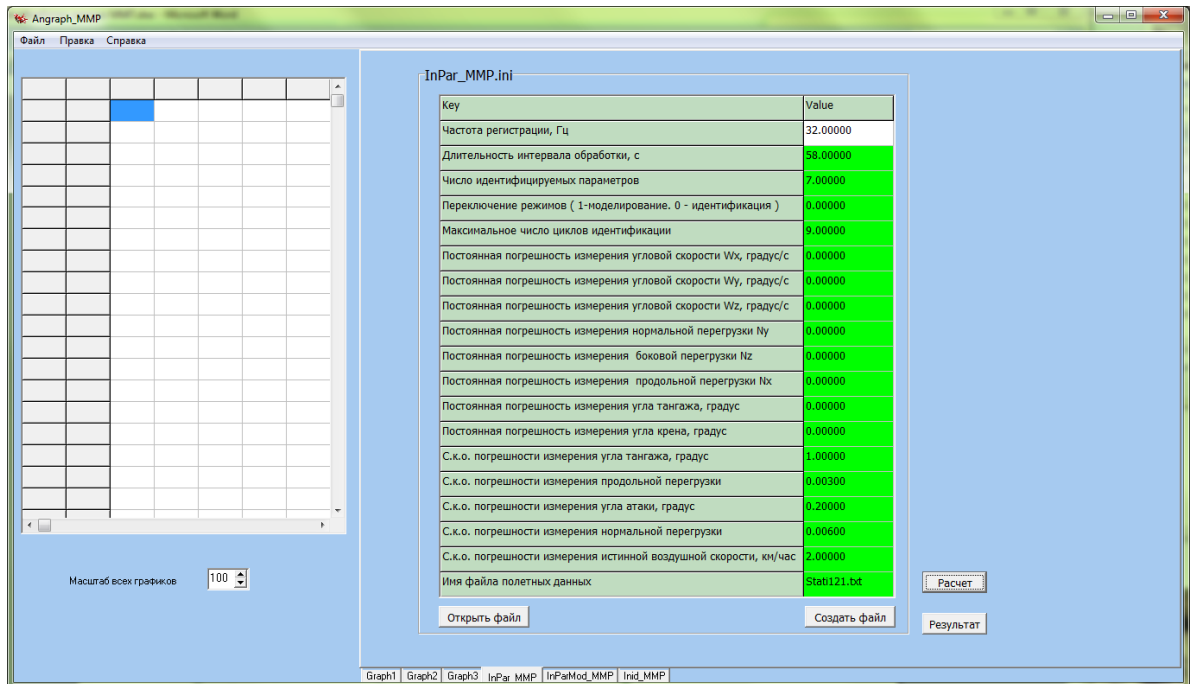


Рисунок 3.5 – Запуск программы `EsP_MMP.exe`

В появившемся окне «Открыть» (рисунок В.6) выбрать «Открыть».

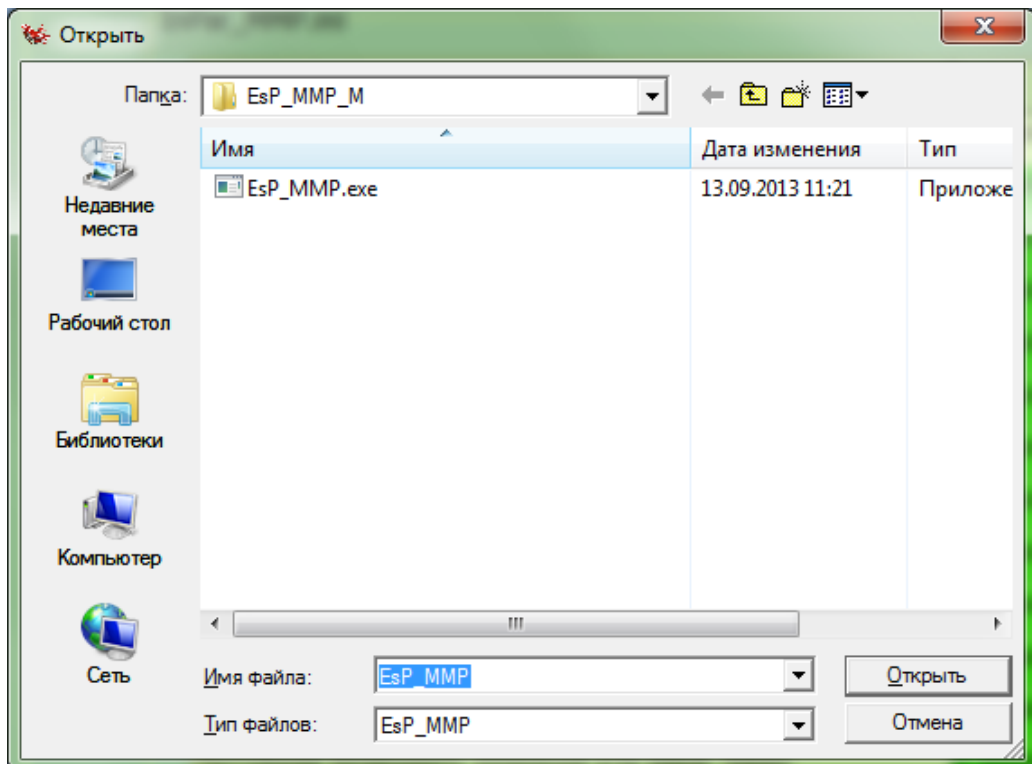


Рисунок В.6 – Окно «Открыть»

Запустится окно управления работой программы EsP_MMP.exe, в котором необходимо несколькими нажатиями клавиши «Enter» произвести вычисления (рисунок В.7).

```

D:\МЕТРОЛОГИЯ\СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛА\ОСТД 2013 г\14, 22.10.2013 г\Esp_MMP_M\Esp_M...
Reistration frequency, Hz      32.000000
Processing time, s             58.000000
data file name                 Stati121.txt
MODA =                          0
<Simulation only -- MODA = 1 else ---- identification >
Identified parameters number   7
Max number of identification cycles  9
Jz, Jy, Jx, Ba, Skp, Mas, Pl, Pp
1111.000000  1112.000000  1113.000000  2.800000
17.670000   5623.000000  0.000000E+00  0.000000E+00
Start up vector of state =
5.695079E-03  0.000000E+00  100.184300  3.309483E-02
8.376963E-07  1.004712E-04  9.716405E-04  9.947644E-07
0.000000E+00  1999.985000  0.000000E+00  0.000000E+00
9.716405E-04  5.695079E-03  0.000000E+00  0.000000E+00
0.000000E+00
Press Enter to continue
  
```

Рисунок В.7 – Окно управления работой программы EsP_MMP.exe

После закрытия окна управления работой программы EsP_MMP.exe посмотреть результат нажатием кнопки «Результат» в графическом интерфейсе программы Angraph_MMP.exe (рисунок В.8).

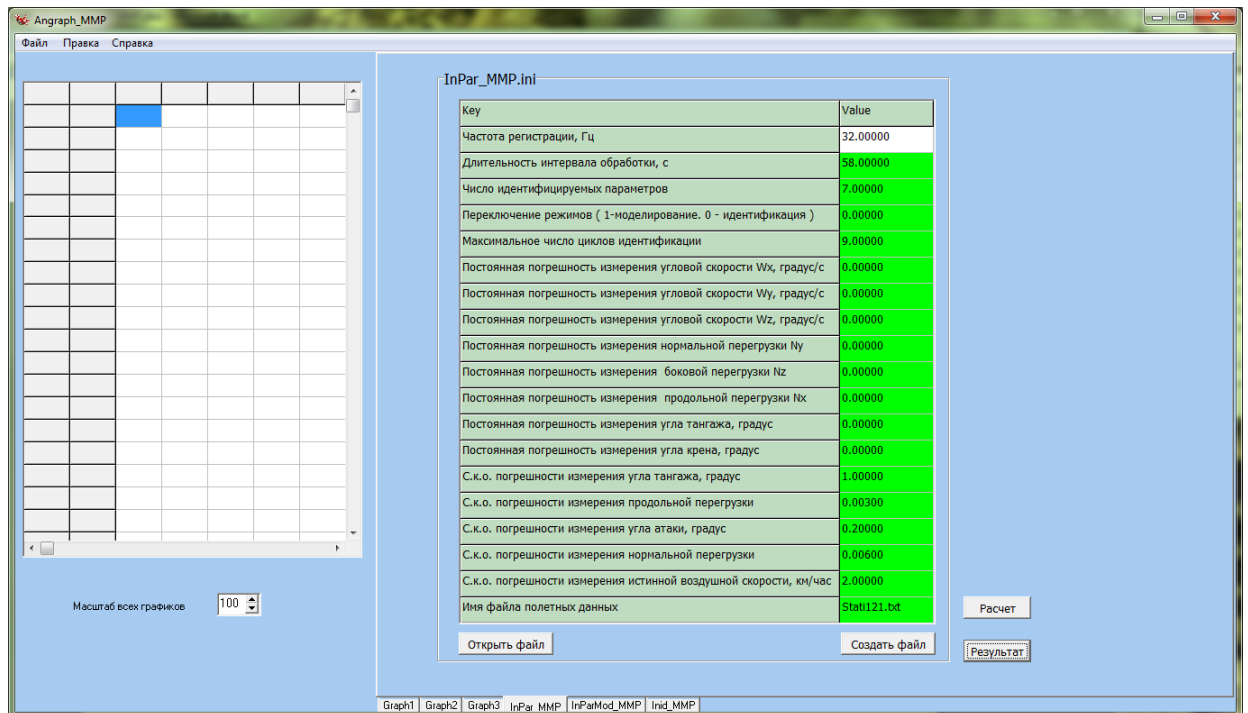
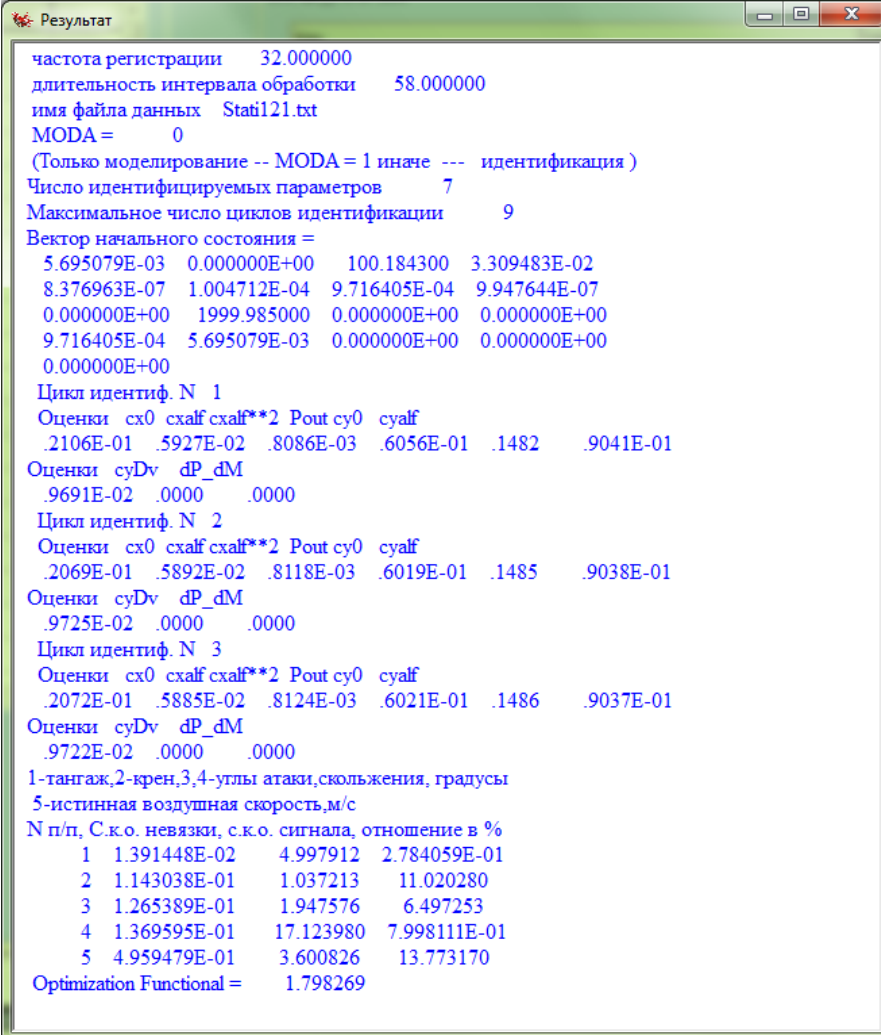


Рисунок В.8 – Запуск просмотра результата в графическом интерфейсе программы Angraph_MMP.exe

В появившемся окне (рисунок В.6) выбрать «Открыть».

После чего появится окно «Результат», содержащее результаты вычислений программы EsP_MMP.exe (рисунок В.9).



```

Результат
-----
частота регистрации      32.000000
длительность интервала обработки  58.000000
имя файла данных      Stati121.txt
MODA =      0
(Только моделирование -- MODA = 1 иначе --- идентификация )
Число идентифицируемых параметров      7
Максимальное число циклов идентификации      9
Вектор начального состояния =
5.695079E-03  0.000000E+00  100.184300  3.309483E-02
8.376963E-07  1.004712E-04  9.716405E-04  9.947644E-07
0.000000E+00  1999.985000  0.000000E+00  0.000000E+00
9.716405E-04  5.695079E-03  0.000000E+00  0.000000E+00
0.000000E+00
Цикл идентиф. N 1
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2106E-01  .5927E-02  .8086E-03  .6056E-01  .1482  .9041E-01
Оценки  cyDv  dP_dM
.9691E-02  .0000  .0000
Цикл идентиф. N 2
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2069E-01  .5892E-02  .8118E-03  .6019E-01  .1485  .9038E-01
Оценки  cyDv  dP_dM
.9725E-02  .0000  .0000
Цикл идентиф. N 3
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2072E-01  .5885E-02  .8124E-03  .6021E-01  .1486  .9037E-01
Оценки  cyDv  dP_dM
.9722E-02  .0000  .0000
1-тангаж,2-крен,3,4-углы атаки,скольжения, градусы
5-истинная воздушная скорость,м/с
N п/п, С.к.о. невязки, с.к.о. сигнала, отношение в %
1  1.391448E-02  4.997912  2.784059E-01
2  1.143038E-01  1.037213  11.020280
3  1.265389E-01  1.947576  6.497253
4  1.369595E-01  17.123980  7.998111E-01
5  4.959479E-01  3.600826  13.773170
Optimization Functional = 1.798269

```

Рисунок В.9 – Окно вывода результата вычислений программы EsP_MMP.exe

Данная информация содержится в файле SCROUT.TXT директории Es_P_MMP_M (рисунок В.10).

```

SCROUT.TXT — Блокнот
Файл  Правка  Формат  Вид  Справка
частота регистрации      32.000000
длительность интервала обработки      58.000000
имя файла данных      Stati121.txt
MODA =      0
(Только моделирование -- MODA = 1 иначе --- идентификация )
число идентифицируемых параметров      7
Максимальное число циклов идентификации      9
Вектор начального состояния =
5.695079E-03      0.000000E+00      100.184300      3.309483E-02
8.376963E-07      1.004712E-04      9.716405E-04      9.947644E-07
0.000000E+00      1999.985000      0.000000E+00      0.000000E+00
9.716405E-04      5.695079E-03      0.000000E+00      0.000000E+00
0.000000E+00
Цикл идентиф. N 1
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2106E-01  .5927E-02  .8086E-03  .6056E-01  .1482
Оценки  cyDv  dP_dM
.9691E-02  .0000      .0000
Цикл идентиф. N 2
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2069E-01  .5892E-02  .8118E-03  .6019E-01  .1485
Оценки  cyDv  dP_dM
.9725E-02  .0000      .0000
Цикл идентиф. N 3
Оценки  cx0  cxalf  cxalf**2  Pout  cy0  cyalf
.2072E-01  .5885E-02  .8124E-03  .6021E-01  .1486
Оценки  cyDv  dP_dM
.9722E-02  .0000      .0000
1-тангаж,2-крен,3,4-углы атаки,скольжения, градусы
5-истинная воздушная скорость,м/с
N п/п, С.к.о. невязки, с.к.о. сигнала, отношение в %
1      1.391448E-02      4.997912      2.784059E-01
2      1.143038E-01      1.037213      11.020280
3      1.265389E-01      1.947576      6.497253
4      1.369595E-01      17.123980      7.998111E-01
5      4.959479E-01      3.600826      13.773170
Optimization Functional =      1.798269

```

Рисунок В.10 – Файл SCROUT.TXT

Для ознакомления с графическими результатами, необходимо в графическом интерфейсе программы Angraph_MMP.exe, в окне «Файл» выбрать «Открыть», после чего выбрать файл rezobr.txt директории Es_P_MMP_M (рисунок В.11). Убедиться, что произошло заполнение таблицы, как показано на рисунке В.12.

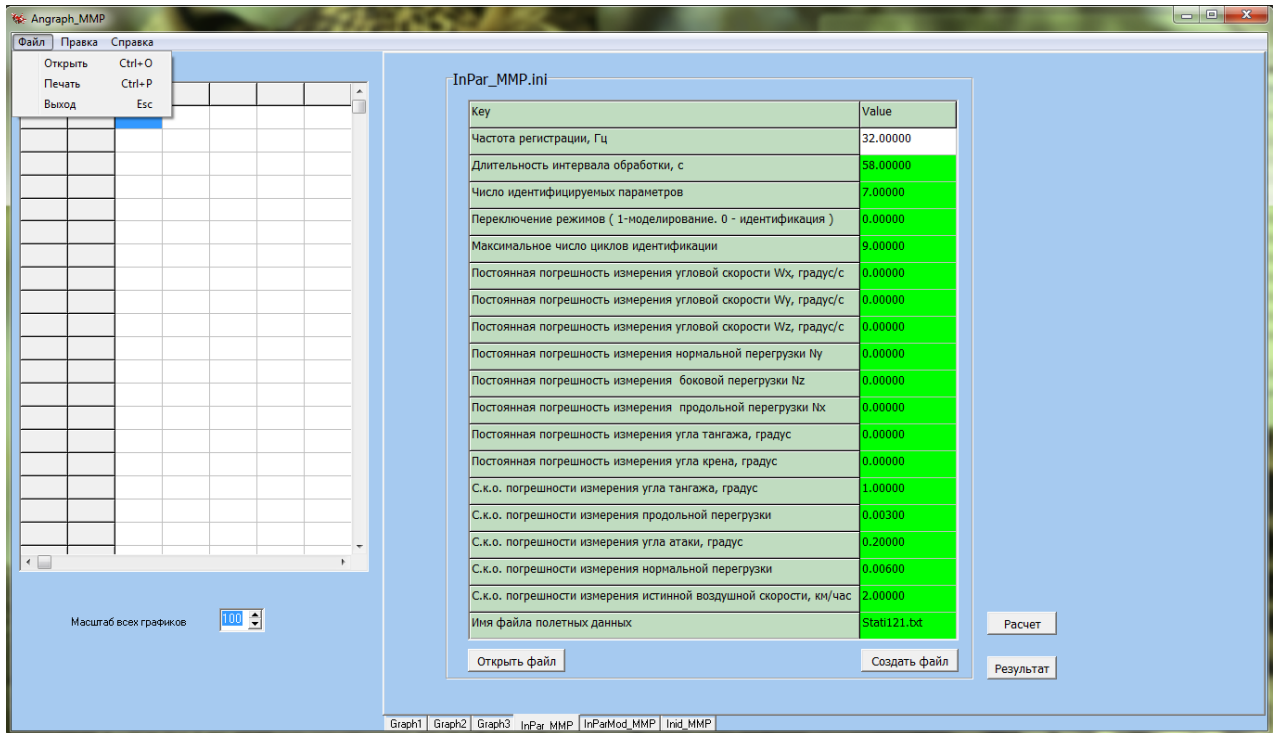


Рисунок В.11 – Выбор окна «Файл» с последующим открытием файла rezobr.txt

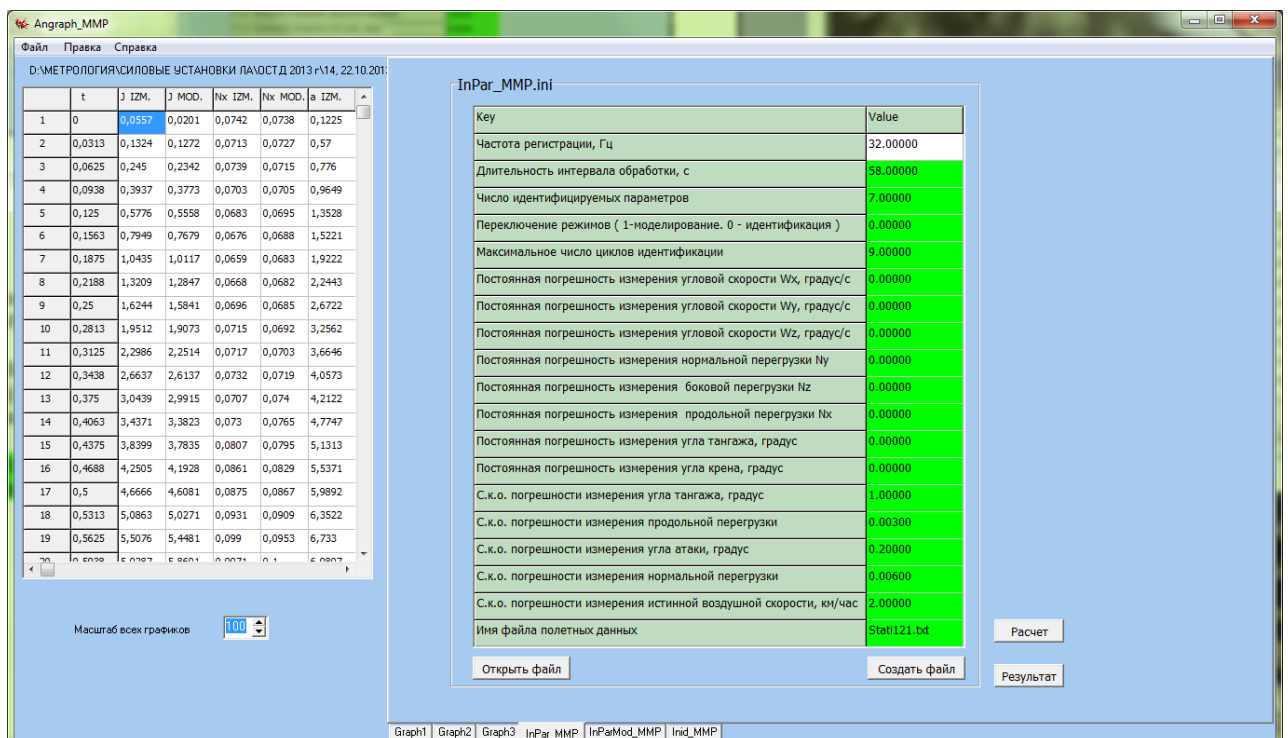
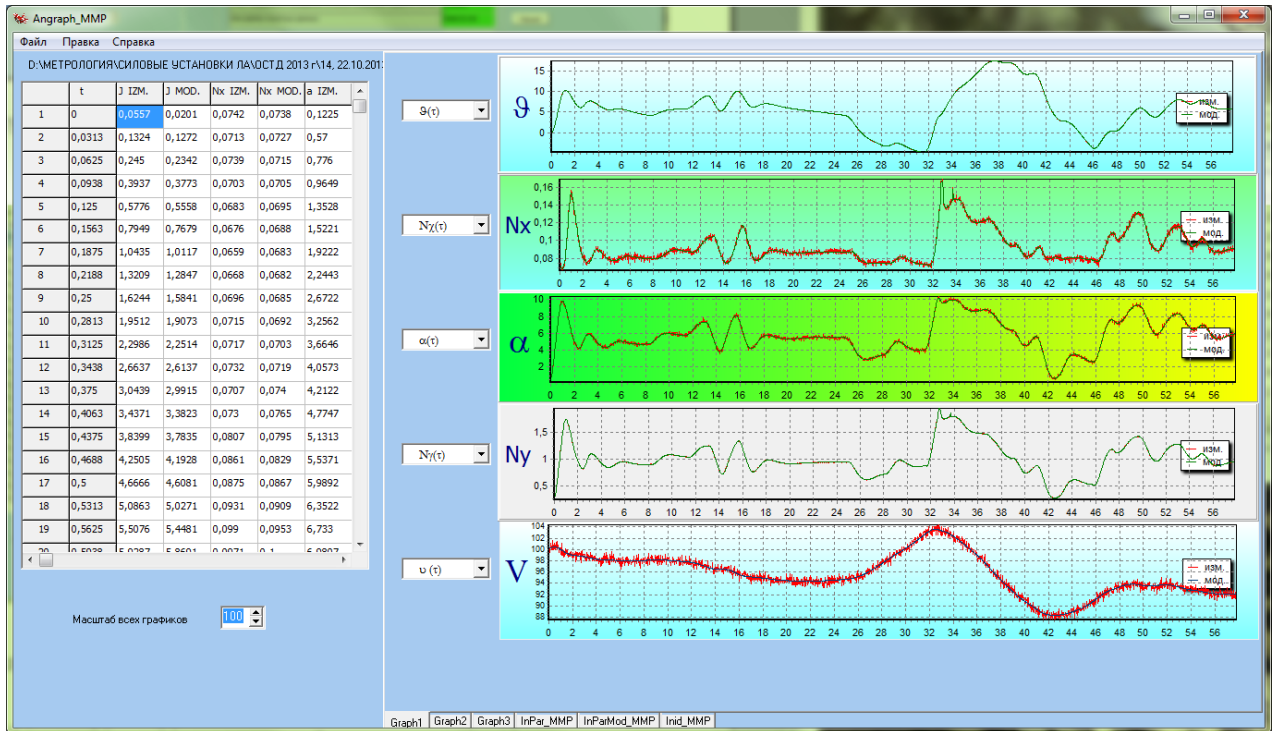
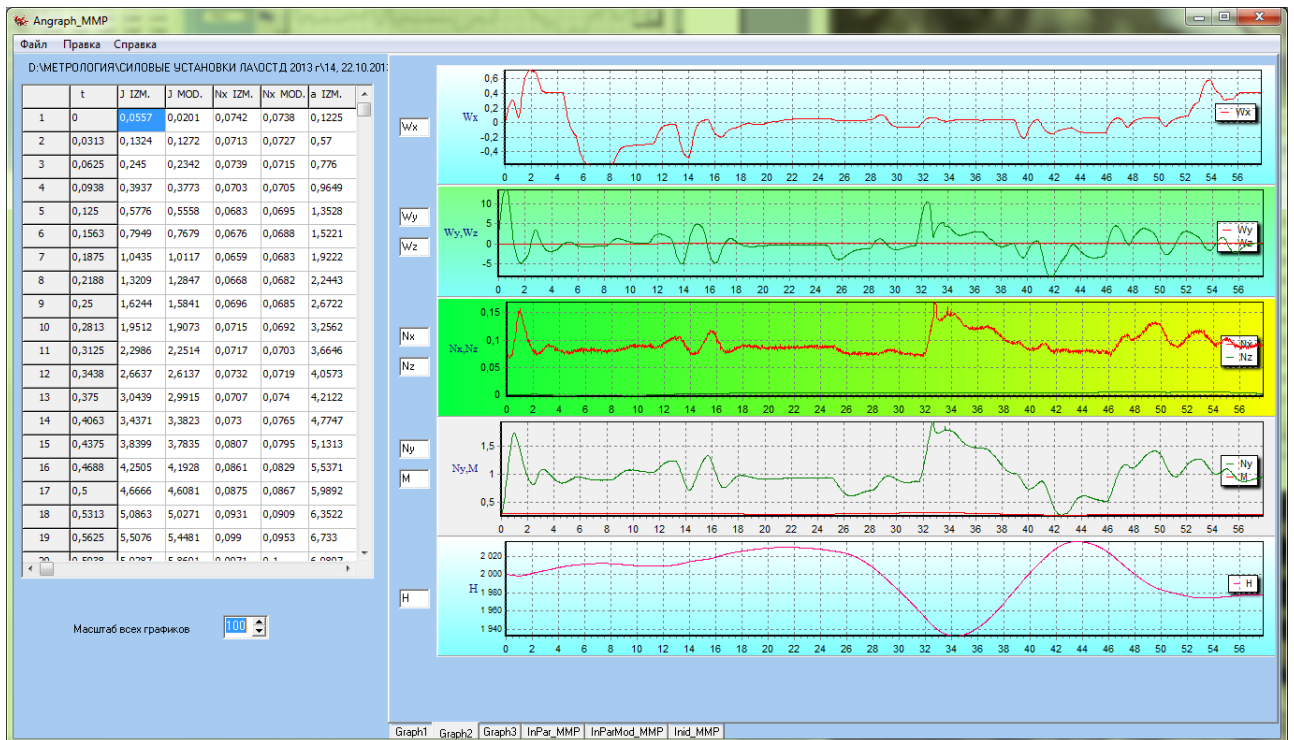
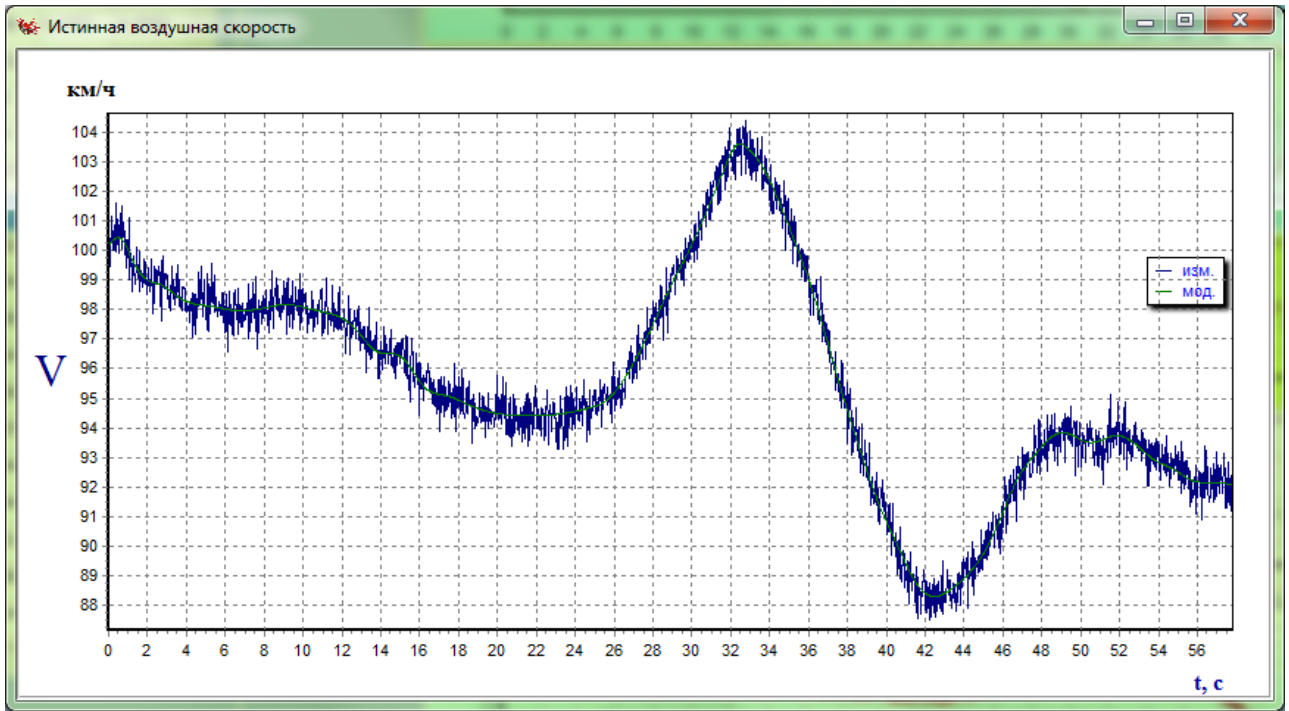


Рисунок В.12 – Графический интерфейс программы Angraph_MMP.exe после открытия файла rezobr.txt

Просмотр графиков осуществляется посредством открытия вкладок graph1, graph2, graph3, как это показано на рисунках В.13, В.14.

Рисунок В.13 – Просмотр графиков функций $g(t)$, $N_x(t)$, $\alpha(t)$, $N_y(t)$, $V(t)$ Рисунок В.14 – Просмотр графиков функций $W_x(t)$, $W_y(t)$, $W_z(t)$, $N_x(t)$, $N_z(t)$, $N_y(t)M(t)$, $H(t)$

Каждый график может быть выведен отдельно двойным нажатием левой кнопки мыши на поле интересующего графика. Возможно изменение масштабирования, а также оформления (Рисунок В.15).

Рисунок В.15 – График $V(t)$

Приложение Г

Г.1. КОПИЯ АКТА О ВНЕДРЕНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

УТВЕРЖДАЮ



Заместитель командира
войсковой части 15650

по научной работе,

доктор технических наук

полковник

О. Балык

«19» февраля 2018 г.

АКТ

реализации результатов диссертационной работы

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Приходько Станислава Юрьевича на тему: «Методика оценивания эффективной тяги газотурбинных двигателей в летных испытаниях»

в Государственном летно-испытательном центре имени В.П. Чкалова

Комиссия в составе:

председателя – врио заместителя начальника ЛИЦ войсковой части 15650 по ИМ и НИР Каньшева А.В.,

членов комиссии:

начальника научно-испытательного отдела войсковой части 15650 Аношина А.В.;

заместителя начальника научно – испытательного отдела войсковой части 15650, кандидата технических наук, Николаева С.В.;

ведущего научного сотрудника в/ч 15650, доктора технических наук, доцента Терентьева В.Б.

составила настоящий акт о том, что нижеперечисленные результаты диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Приходько Станислава Юрьевича:

методика оценивания эффективной тяги газотурбинных двигателей в летных испытаниях;

полетный тестовый маневр и алгоритмы расчета оценок тяги;

реализованы в войсковой части 15650 при решении следующего ряда задач:

- при разработке учебно-методических материалов для слушателей Центра подготовки летчиков-испытателей;
- при создании комплекса моделей для исследования динамики самолетов;
- при совершенствовании методического обеспечения испытаний авиационных комплексов на оценку их летно-технических характеристик;
- при выполнении исследований в целях создания новых методов испытаний по оценке боевых возможностей и эффективности авиационных комплексов (научно-исследовательская работа шифр «Волна»).

Председатель комиссии:

Врио заместителя начальника ЛИЦ
войсковой части 15650
по ИМ и НИР

подполковник

А. Каньшев

«19» февраля 2017 г.

Члены комиссии:

Начальник научно-испытательного отдела

подполковник

 А. Аношин

«19» февраля 2017 г.

заместитель начальника научно-испытательного
отдела ЛИЦ войсковой части 15650,

кандидат технических наук

майор

 С. Николаев

«19» февраля 2017 г.

Ведущий научный сотрудник войсковой части 15650

«19» февраля 2017 г.

 В. Терентьев