

---

МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ  
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

**НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

**Выпуск 32**

**Москва  
2021**

---

УДК 681.518.3

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧИ ЧЕТЫРЕХМЕРНОЙ НАВИГАЦИИ

**Александр Сергеевич БУДКОВ**

ПАО «Корпорация Иркут» Центр комплексирования», «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»  
E-mail: asbudkov@gmail.com

Работа посвящена разработке системы поддержки принятия решения для решения задачи четырехмерной навигации. Проведен анализ проблем, возникающих при полетах по маршрутам четырехмерной навигации, а также анализ существующих реализаций подобных систем в современных системах самолетовождения. На основе анализа зафиксированных проблем определен функционал системы поддержки принятия решения, а также разработана архитектура системы. Предложена реализация функций системы поддержки принятия решения, таких как:

- функция поиска оптимального четырехмерного маршрута;
- функция мониторинга активного плана полета;
- функция поддержки принятия решения.

Для возможности взаимодействия экипажа с системой разработан человеко-машинный интерфейс, обеспечивающий вывод необходимой для процесса принятия решения информации.

Для целостного решения задачи четырехмерной навигации, помимо функционала системы поддержки принятия решения предложены алгоритмы траекторного управления, обеспечивающие полет по заданному четырехмерному маршруту.

Рассмотрены возможные варианты интеграции системы поддержки принятия решения в состав современных комплексов бортового оборудования.

**Ключевые слова:** 4-D навигация, система поддержки принятия решения, система самолетовождения, гражданский самолет.

## DECISION SUPPORT SYSTEM DEVELOPMENT FOR 4D NAVIGATION

**Alexander S. BUDKOV**

Moscow Aviation Institute (National Research University), 'IRKUT Corporation' UAC-Integration Center' PJSC  
E-mail: asbudkov@gmail.com

The article addresses Decision Support System development for 4D (four-dimensional) navigation. The analysis of 4D flight problems along with current implementations of such systems in the modern Flight Management Systems was performed. Decision Support System functional was determined and system architecture was developed on the basis of identified problems analysis. The article offers implementation of such Decision Support System functions as:

- optimal 4D flight route search;
- current flight plan monitoring;
- decision support.

Human-Machine Interface (HMI) was developed for crew-system interaction. HMI provides information output, necessary for decision process.

Beyond Decision Support System functional, flight path control algorithms, ensuring flight with the predetermined 4D route, are proposed for complete solution of 4D navigation problem.

The article considers possible ways of Decision Support System integration into modern avionics systems.

**Keywords:** 4D navigation, Decision Support System, Flight Management System, civil aircraft.

## Введение

Одной из ключевых функций четырехмерной навигации является способность воздушного судна (ВС) прибыть в заданную точку маршрута в заданное время. В функционале современных вычислительных систем самолетовождения уже существует функция, которая в той или иной мере решает эту задачу. Эта функция называется RTA (от англ. Required Time of Arrival).

В процессе полета по четырехмерному маршруту возможна ситуация, когда ошибка по времени прибытия в заданную точку маршрута превышает допустимые значения [1], в этой ситуации современные системы самолетовождения лишь сформируют информационное сообщение о невозможности выдержать заданное ограничение. А при возникновении вдоль сформированного маршрута сложных метеоусловий или конфликтных ситуаций с другими участниками воздушного движения реакция системы не будет носить даже уведомительного характера.

В условиях стремления к глобальному управлению четырехмерными траекториями [2], в сторону чего в настоящее время движется мировое аэронавигационное сообщество гражданской авиации, такого функционала будет недостаточно.

Система, обеспечивающая поддержку четырехмерных траекторий, должна быть устойчива к внешним возмущениям, приводящим к изменениям маршрута, таким как: сложные метеоусловия вдоль участков маршрута, конфликтные ситуации с другими воздушными судами, запретные зоны. Система должна максимально упрощать процесс принятия решения и обеспечивать экипаж максимальной необходимой информацией.

## Постановка задачи

Цель работы — разработка системы поддержки принятия решения, обеспечивающей решение проблем при полетах по маршрутам четырехмерной навигации.

### Анализ работы функции RTA в современных системах самолетовождения

На сегодняшний день решение задачи четырехмерной навигации, в частности, задачи прибытия в точку маршрута в заданное время, выполняется следующим образом.

Для выполнения функции экипажу на этапе предполетной подготовки в первую очередь необходимо ввести в систему путем

взаимодействия через человеко-машинный интерфейс следующую минимально необходимую информацию:

- путевая точка маршрута — указывает путевую точку в плане полета, в которой будет определено ограничение по времени прибытия;
- ограничение по времени прибытия — указывает желаемое время прибытия в заданную путевую точку маршрута;
- тип ограничения по времени прибытия — указывает границы времени, которое должно выполняться воздушным судном. Три типа ограничения, которые в настоящее время поддерживаются: АТ — в строго заданное время; АВ — в заданное время прибытия или раньше; АА — в заданное время прибытия или позже.

После ввода минимально необходимой информации результатом работы функции является расчет временного окна, в который необходимо произвести взлет для того, чтобы система могла обеспечить прибытия в заданную точку маршрута в заданное время прибытия с точностью, регламентируемой нормативной документацией [1, 3].

Это временное окно рассчитывается путем анализа минимального и максимального скоростного профиля на каждом участке полета, с которым система рассчитывает выполнить полет по маршруту. Типовой сценарий расчета окна функции RTA представлен на рисунке 1.

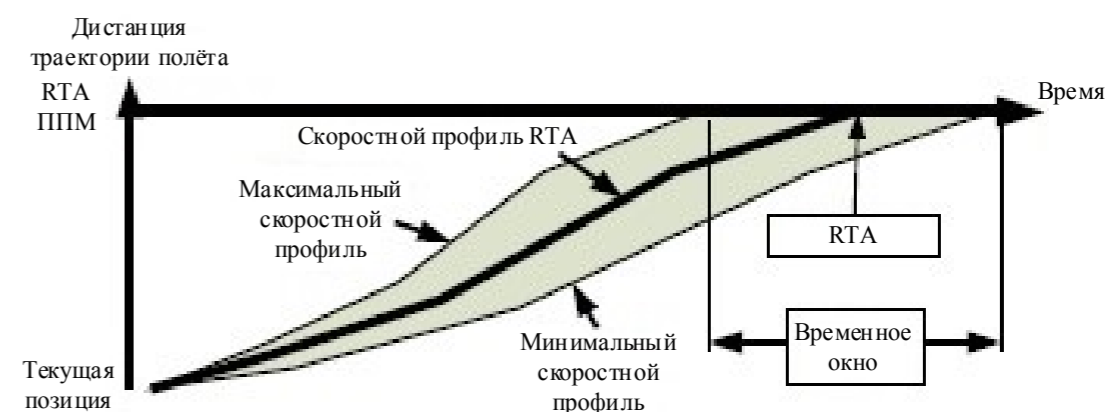


Рис. 1. Сценарий расчета временного окна прибытия функции RTA

В процессе выполнения ВС заданного плана полета возможно нарушение ограничения по времени прибытия, поэтому функция RTA обеспечивает мониторинг статуса выполнения путем расчета следующей информации:

- текущей ошибки (разница между ожидаемым (прогнозируемым) временем прибытия и заданным (RTA) в заданной путевой точке);

- статуса прибытия (представлен тремя возможными вариантами: ранее заданного времени, позже заданного времени или вовремя).

Статус прибытия «Вовремя» информирует о том, что система смогла определить потребный для выполнения задачи скоростной профиль на всех участках полета до заданной путевой точки, который обеспечит прибытие воздушного судна в заданное время.

Статус прибытия «Ранее заданного времени / Позже заданного времени» информирует о том, что система не смогла определить потребный для выполнения задачи скоростной профиль на всех участках полета до заданной путевой точки, который обеспечит прибытие воздушного судна в заданное время. В данном случае система лишь информирует о невозможности обеспечить заданное ограничение по времени и по факту ВС достигнет заданной путевой точки раньше или позже заданного времени соответственно.

Также в процессе выполнения заданного плана полета возможно возникновение зон сложных метеоусловий вдоль его траектории. В такой ситуации дальнейшее движение по сформированной траектории невозможно. В современных системах самолетовождения решения для таких ситуаций на сегодняшний день не предусмотрено.

Таким образом, бортовая система, которая обеспечивает поддержку четырехмерных траекторий, должна обеспечивать решение следующих задач:

- поиска оптимального маршрута до конечной точки маршрута от текущего местоположения;
- мониторинга пересечения активного маршрута с запретными для полета зонами или зонами сложных метеоусловий;
- оперативного информирования экипажа о возникшей проблеме при полете по четырехмерному маршруту и выдача информации о рассчитанных оптимальных маршрутах для упрощения процесса принятия решения.

### Функционал системы поддержки принятия решения

Для решения выявленных в ходе анализа проблем, которые могут возникать при полетах по маршрутам четырехмерной навигации, в дополнение к существующему функционалу систем самолетовождения система поддержки принятия решения должна обладать следующими функциями:

- функция поиска оптимального четырехмерного маршрута;
- функция мониторинга активного плана полета;

- функция поддержки принятия решения.

Разработанная архитектура системы поддержки принятия решения, которая содержит вышеперечисленные функции, представлена на рисунке 2.



Рис. 5. Архитектура системы поддержки принятия решения

Система поддержки принятия решения состоит из трех модулей:

- модуль поиска оптимального четырехмерного маршрута;
- модуль мониторинга активного плана полета;
- модуль поддержки принятия решения.

Модуль поиска оптимального четырехмерного маршрута осуществляет поиск множества допустимых четырехмерных траекторий в диапазоне заданных скоростей и высот полета с учетом информации о ветровой обстановке, зон сложных метеоусловий и запретных зон, а также динамических характеристик ВС [4].

Далее из множества допустимых траекторий производится отбор решений по следующим критериям:

1) Минимум задержки по времени прибытия;

Данный критерий имеет высший приоритет, так как именно он определяет наличие решения, удовлетворяющее требованиям четырехмерной навигации [1, 3]. Решение по данному критерию существует не всегда, поэтому при его отсутствии решение не предоставляется.

2) Минимум расхода топлива;

3) Минимум времени полета;

4) Минимум расхода топлива и времени полета.

Для поиска решения по последнему критерию используется параметр индекса стоимости CI (от англ. Cost Index). Он характеризует вес двух критериев по отношению друг к другу. Параметр вводится вручную экипажем или определяется стратегией авиакомпании. Параметр, как правило, определяется значением от 0 до 100. Крайние значения параметра характеризуют критерии минимума расхода топлива и минимума времени полета.

Модуль мониторинга активного плана полета осуществляет контроль возможности движения по заданному плану полета в процессе его выполнения с учетом информации о погодных условиях и ограничениях воздушного пространства, а также вычисляет ошибку во времени прибытия по отношению к заданному и формирует статус выполнения задачи четырехмерной навигации.

Модуль поддержки принятия решения в зависимости от возникшей ситуации обеспечивает выдачу информации о возможных стратегиях полета посредством взаимодействия с человеко-машинным интерфейсом системы самолетовождения. Экипаж в свою очередь получает возможность провести детальный анализ автоматически рассчитанной информации о каждой из доступных стратегий и принять решение, выбрав одну из них.

### Функция поиска оптимального четырехмерного маршрута

В результате анализа научных работ на тему поиска четырехмерного маршрута [5–10], в которых приведены различные подходы к решению задачи поиска оптимального маршрута, сделаны следующие выводы:

— для задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута процедура планирования трехмерной траектории и определение скоростного профиля разделяется на два этапа. Первым шагом осуществляется поиск траектории в горизонтальной плоскости, а затем на ее основе формируется вертикальный профиль и скорость полета.

— для задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута используются критерии минимизации расхода топлива, минимизации времени полета, а также минимизация дистанции маршрута;

— в некоторых подходах пренебрегают влиянием ветра вдоль конструируемой траектории.

Ключевым критерием оптимизации для задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута, обеспечивающим функцию прибытия ВС в заданную точку маршрута в заданное время, является минимизация задержки прибытия в заданную точку маршрута.

С целью исключения вероятности получения квазиоптимального маршрута из-за разделения задачи на два подэтапа крайне необходимо иметь процедуру, которая обеспечила бы оптимизацию трехмерной траектории за один шаг с учетом всех влияющих на нее факторов.

Исходя из проведенного анализа и сформированных выводов, определим требования к методике оптимального четырехмерного маршрута.

Методика, обеспечивающая поиск решений для задачи планирования оптимального четырехмерного маршрута, должна отвечать следующим требованиям:

- осуществлять поиск решений по четырем критериям оптимальности:
  - минимизация задержки по времени прибытия;
  - минимизация времени в пути;
  - минимизация расхода топлива;
  - минимизация времени в пути / расхода топлива;
- учитывать при поиске решений параметры воздушного пространства (ветер, запретные зоны, зоны сложных метеословий) и летно-технические характеристики (ЛТХ) ВС;
- обеспечивать расчет множества существующих четырехмерных траекторий за один шаг без разделения вертикальной составляющей от горизонтальной.

В работе [11] авторами предложена методика поиска оптимального четырехмерного маршрута, удовлетворяющая вышеизложенным требованиям. Для решения задачи используется метод A-star теории графов, который адаптирован для поиска маршрута в трехмерном пространстве. При определении шага сетки в вертикальной плоскости учтены нормы вертикального эшелонирования [12].

В результате работы алгоритма обеспечивается расчет следующих параметров для каждого оптимального маршрута:

- количество расходуемого топлива;
- время полета;
- дистанция полета;
- координаты каждой ячейки воздушного пространства, через которые проходит вычисленная траектория в локальной топоцентрической и геодезической системах координат.

Эта информация может быть использована экипажем в процессе принятия решения при возникновении чрезвычайной ситуации.



### Функция мониторинга активного плана полета

Для того чтобы обеспечить корректную работу системы поддержки принятия решения, необходимо иметь возможность определять статус выполнения четырехмерного маршрута. При удовлетворительном статусе помощь экипажу не требуется, а значит, и нет потребности в работе системы. А при неудовлетворительном статусе ситуация будет обратной.

Общий статус выполнения четырехмерного маршрута вычисляется в модуле мониторинга активного плана полета и содержит следующую информацию:

- величину ошибки между расчетным и заданным временем прибытия в конечную точку маршрута;
- признак недоступности движения по активному маршруту.

Величина ошибки между расчетным и заданным временем измеряется в секундах и вычисляется по формуле:

$$T_{error} = |RTA - ETA|.$$

Признак недоступности движения по активному маршруту формируется на основе анализа информации о траектории маршрута и информации о запретных зонах и зонах сложных метеоусловий.

Для корректного формирования признака недоступности движения по активному плану полета его траектория должна представляться в виде конечной последовательности ячеек воздушного пространства. В каждой ячейке должна быть известна информация о ветровой обстановке и информация о наличии или отсутствии в ней запрета, вызванного вышеизложенными причинами.

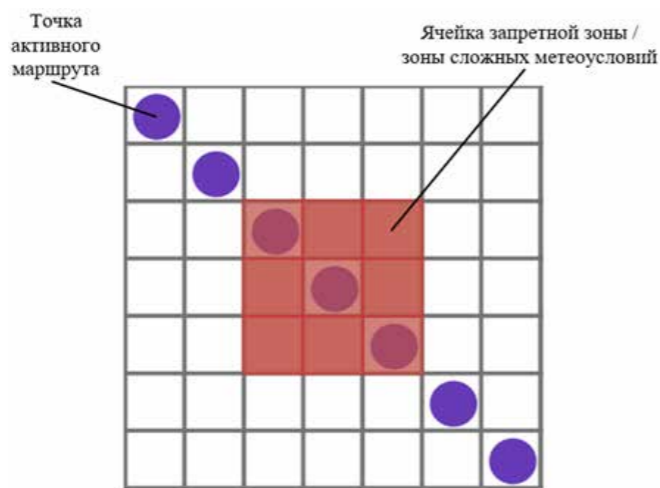


Рис. 3. Пример пересечения запретной зоны активным маршрутом

На рисунке 3 представлен пример пересечения запретной для полета зоны некоторыми точками активного маршрута.

При возникновении такой ситуации на любом из участков активного маршрута он будет считаться недоступным для продолжения полета.

Таким образом, для формирования признака недоступности движения по заданному маршруту в режиме реального времени проводится анализ наличия запрета в ячейках воздушного пространства, через которые проходит активный маршрут. Если по итогам анализа хотя бы в одной ячейке воздушного пространства, принадлежащей активному маршруту, имеется запрет на пролет, маршрут должен считаться недоступным для дальнейшего полета.

### Функция поддержки принятия решения

Основная задача функции поддержки принятия решения — обеспечение своевременного формирования и выдачи информации о возникших проблемах в ходе выполнения маршрута в информационно-управляющее поле кабины экипажа, а также информацию о существующих решениях.

Для того чтобы обеспечить корректное выполнение данной функции, необходимо определить:

- логику работы, а также правила и условия формирования информации о проблеме и существующих решениях;
- перечень необходимой информации для выдачи в информационно-управляющее поле кабины экипажа.

Как уже было сказано выше, основная функция модуля — своевременное информирование о проблемах выполнения активного четырехмерного маршрута.

Результатом работы функции является формирование признака возникновения проблемы и выдача сформированной модулем поиска оптимального маршрута информации в информационно-управляющее поле кабины экипажа. Поэтому правила информирования определяются на основе данных от модуля мониторинга активного плана полета, а именно:

- признака недоступности движения по активному маршруту;
- величины ошибки между расчетным и заданным временем прибытия в конечную точку маршрута.

Условиями формирования признака возникновения проблемы выполнения активного маршрута являются:

- 1) Положительное значение признака недоступности движения по активному маршруту;

2) Одновременное выполнение следующих выражений:

а. Величина ошибки между расчетным и заданным временем прибытия превышает ограничение в 30 с [1] на протяжении более чем 60 с:

$$T_{error} > 30;$$

б. Среднее значение первой производной от ошибки на том же интервале  $0 \leq t \leq 60$  больше либо равно нулю:

$$\frac{\sum_{i=0}^t \dot{T}_{error}}{t} \geq 0.$$

Необходимость в анализе значения величины ошибки на определенном временном интервале, а также первой производной этой ошибки на этом же интервале вызвана тем, что ограничение по ошибке времени прибытия довольно маленькое и может быть превышено множество раз на этапе крейсерского полета в процессе его выполнения из-за влияния внешней среды. Для решения задачи четырехмерной навигации строгим ограничением является лишь время прибытия в конечную точку, для которой это ограничение задано. В процессе выполнения полета ограничение в 30 с может быть нарушено.

Сформированные правила анализируют тенденцию изменения величины ошибки и информируют о возможном нарушении контроля над четырехмерным маршрутом.

Таким образом, при выполнении одного из вышеописанных условий модуль должен обеспечить выдачу информации о существующих оптимальных четырехмерных маршрутах.

Для того чтобы принять решение о выборе одного из маршрутов, экипаж должен провести анализ ключевых параметров предлагаемых маршрутов. Ключевыми параметрами планирования для каждого из маршрутов являются:

- расчетное время прибытия в конечную точку маршрута;
- планируемый расход топлива на маршрут;
- планируемая дистанция маршрута;
- эшелон полета;
- скорость полета.

Помимо вышеперечисленных параметров, модуль обеспечивает расчет алгебраической разницы каждого из параметров с соответствующим значением для активного плана полета для оперативной оценки разницы между ними.

Приведенный перечень параметров выдается в информационно-управляющее поле кабины экипажа, где благодаря человеко-машинному интерфейсу представляется в функционально сгруппированном виде. Также благодаря человеко-машинному интерфейсу обеспечивается простота оценки информации и упрощается процесс принятия решения.

### Человеко-машинный интерфейс системы поддержки принятия решения

Ввиду того, что предлагаемый функционал системы поддержки принятия решения не ограничен только лишь формированием информации о статусе выполнения функции RTA, а предполагает решение задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута по четырем разным критериям и в дополнение к этому осуществляет непрерывный мониторинг доступности движения по заданному плану полета в процессе его выполнения, расположение всей этой информации на одной странице интерфейса не является эргономически удобным решением. Также при организации ЧМИ необходимо минимизировать количество действий для получения экипажем доступа к необходимой информации.

Разработанный графический интерфейс выполнен в виде всплывающего окна, которое может быть интегрировано в человеко-машинные интерфейсы (ЧМИ) существующих и перспективных систем самолетовождения [13]. Вызов такого окна может выполняться за одно действие специальной горячей клавишей на пультах управления индикацией, либо нажатием на виртуальную кнопку вызова панели, которая может быть интегрирована в любом месте ЧМИ системы самолетовождения.

Интерфейс обеспечивает взаимодействие экипажа с системой для целей получения необходимой для принятия решения информации, а также обеспечивает своевременное информирование экипажа о возникновении проблем при полете по четырехмерному маршруту.

ПО ЧМИ системы поддержки принятия решения реализовано в соответствии с [14].

Внешний вид ЧМИ системы поддержки принятия решения представлен на рисунке 4 (стр. 14).

Для того чтобы одновременно предоставлять доступ к критически важной информации по статусу и параметрам выполнения активного маршрута, а также минимизировать количество действий экипажем для получения доступа ко всей необходимой информации для принятия решения по задаче RTA, ЧМИ системы поддержки принятия решения разделен на две зоны отображаемых данных:

- зона отображения информации об активном маршруте;

- зона отображения информационных страниц графического интерфейса.

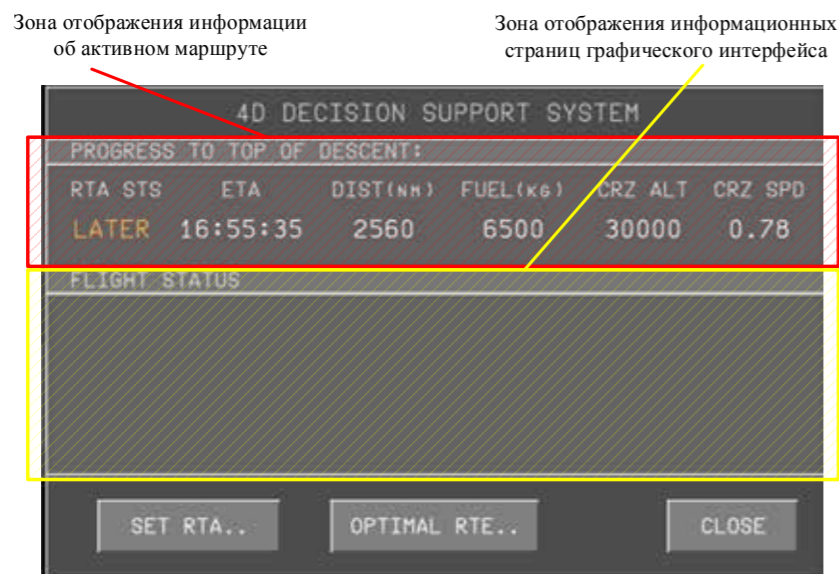


Рис. 4. Внешний вид ПО ЧМИ системы поддержки принятия решения

Зона с информацией об активном маршруте является постоянно отображаемой. В ней с целью информирования экипажа о текущем статусе полета по активному маршруту выводится следующая информация:

- статус выполнения задачи RTA;
- ожидаемое время прибытия;
- дистанция до конечной точки маршрута;
- ожидаемый расход топлива на полет до конечной точки маршрута;
- высота полета;
- скорость полета.

Зона отображения информационных страниц содержит 3 страницы:

- страница отображения текущего статуса полета по активному маршруту;
- страница для изменения или установки RTA;
- страница отображения информации об оптимальных четырехмерных маршрутах.

На странице отображения текущего статуса полета по активному маршруту отображается информация в соответствии с алгоритмами мониторинга активного плана полета, а именно статус выполнения ограничения по заданному времени прибытия и доступности полета

по траектории активного маршрута. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице отображения текущего статуса полета по активному маршруту представлен на рисунке 5.

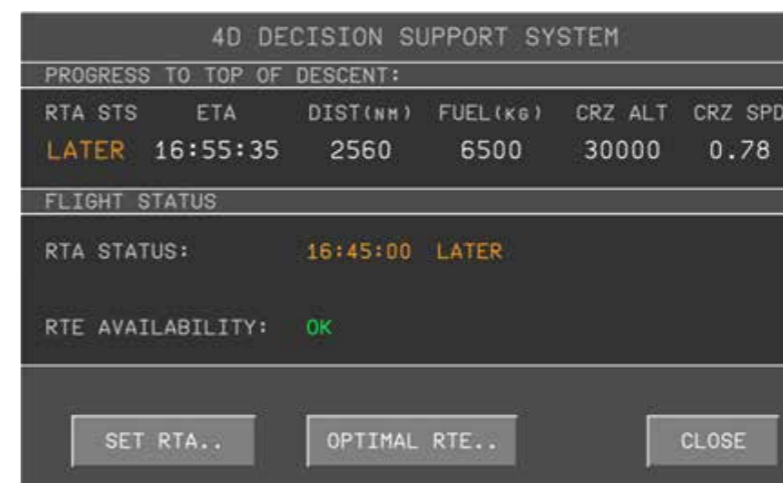


Рис. 5. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице отображения текущего статуса полета по активному маршруту

Для изменения или установки RTA на странице реализована возможность ввода пользователем значения RTA, которое необходимо для поиска оптимального маршрута по критерию минимума задержки прибытия, а также реализована возможность ввода идентификатора точки маршрута, к которой будет применено ограничение RTA. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице для изменения или установки RTA представлен на рисунке 6.

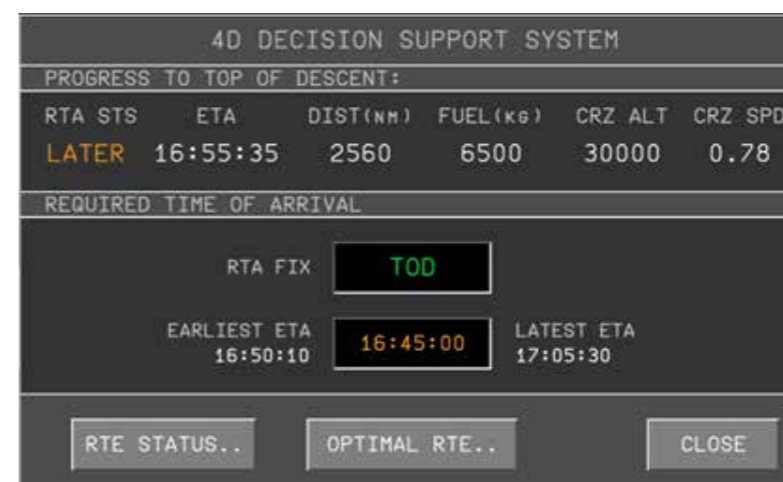


Рис. 6. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице для изменения или установки RTA



На странице отображения информации об оптимальных четырехмерных маршрутах обеспечивается возможность анализа параметров оптимальных маршрутов в сравнении с параметрами активного маршрута для упрощения процесса принятия решения. Информация расположена на отдельных вкладках для каждого маршрута отдельно в соответствии с принятыми критериями оптимальности. Для того чтобы активировать один из 4 доступных маршрутов, необходимо нажать на селектор «Select» на одной из вкладок, которая соответствует выбранному маршруту.



Рис. 7. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией об оптимальном по критерию минимума расхода топлива

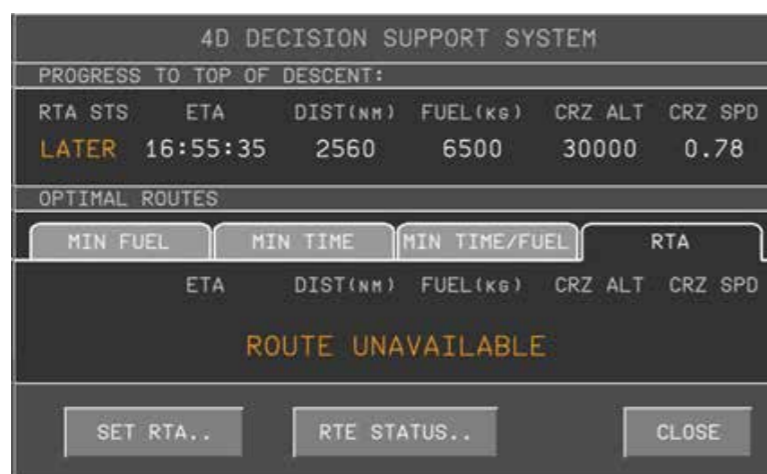


Рис. 8. Внешний вид ПО ЧМИ с сообщением об отсутствии маршрута по критерию минимума задержки прибытия

В качестве примера отображения информации об одном из доступных оптимальных маршрутов на рисунке 7 представлен внешний вид ПО ЧМИ с информацией об оптимальном по критерию минимума расхода топлива на маршруте.

Ввиду того, что по критерию минимума задержки прибытия решение задачи поиска оптимального маршрута существует не всегда, в таких ситуациях на соответствующей вкладке отображается сообщение о недоступности полета по маршруту с этим критерием. Внешний вид ПО ЧМИ с сообщением об отсутствии маршрута по критерию минимума задержки прибытия представлен на рисунке 8.

Таким образом, в предлагаемой организации ЧМИ системы поддержки принятия решения обеспечено отображение критически важной информации по статусу и параметрам выполнения активного маршрута, а также отображение информации, получаемой за счет внедрения функционала системы поддержки принятия решения.

За счет организации ЧМИ системы поддержки принятия решения в виде всплывающего окна с возможностью переключения внутренних страниц размер окна занимает часть экрана используемого на борту индикатора. Но несмотря на небольшой размер окна, процесс принятия решения проблемы может быть завершён минимум за два-три действия со стороны экипажа. Первым шагом экипаж переходит либо на страницу для изменения ограничения по задаче RTA, либо на страницу с информацией об оптимальных маршрутах. Вторым шагом экипаж либо вводит потребное ограничение по времени прибытия или конечной точке маршрута, либо выбирает вкладку с интересующим маршрутом по определенному критерию. Для варианта изменения ограничения на этом процедура завершается, а для второго варианта решения задачи с выбором другого маршрута третьим шагом выбирается маршрут нажатием на кнопку «Select».

### Задача управления при полете по четырехмерному маршруту

В предыдущих разделах рассмотрены задачи планирования четырехмерного маршрута и мониторинга статуса полета по маршруту. Но, помимо рассмотренных задач, для выполнения задачи четырехмерной навигации необходимо осуществлять управление движением ВС по спланированному маршруту.

В задаче управления движением ВС система самолетовождения является источником управляющих сигналов для обеспечения полета по заданной траектории с заданным скоростным профилем. Эти управляющие сигналы обрабатываются системой автоматического управления, которая в свою очередь непосредственно контролирует отклонения

управляющих поверхностей ВС, обеспечивающих выбор и поддержание направления полета самолета. Помимо контроля углового положения ВС, для решения задачи четырехмерной навигации также необходимо формирование сигнала заданной скорости движения в систему управления двигателем для поддержания заданного скоростного профиля на всех участках маршрута.

В процессе полета по маршруту ввиду влияния внешних факторов возможны отклонения от заданной траектории полета, а также отклонения от заданной скорости полета. Из-за таких отклонений возможно накопление ошибки по времени прибытия, которая в конечном счете не позволит в полной мере обеспечить выполнение запланированного маршрута с необходимой точностью по времени прибытия.

В работах [15, 16] авторами предложены алгоритмы траекторного управления для полетов по четырехмерным маршрутам. Алгоритмы обеспечивают управление движением ВС по заданному маршруту в горизонтальной и вертикальной плоскостях, а также обеспечивают управление заданной скоростью движения. Алгоритмы движения в горизонтальной и вертикальной плоскостях учитывают возможные отклонения от заданной трехмерной траектории движения, а алгоритм управления скоростью движения основан на обратной связи по ошибке между заданным временем прибытия и расчетным, что позволяет парировать внешние возмущения, негативно влияющие на итоговое время прибытия по отношению к запланированному.

### **Интеграция системы поддержки принятия решения в комплексы бортового радиоэлектронного оборудования**

Современные комплексы бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) разрабатываются с применением концепции интегрированной модульной авионики (ИМА), основу которой составляют единая вычислительная платформа и открытая сетевая архитектура. При данном подходе функции самолетных систем (например, самолетовождение, предупреждение о сваливании и др.) выделяются в логические разделы — функциональное программное обеспечение (ФПО). Оно располагается в одном или нескольких унифицированных в плане конструктивного исполнения физических модулях, которые размещаются в общем корпусе — крейте. С применением концепции ИМА реализована авионика на ряде самолетов, в частности, на МС-21, Boeing 787, Airbus A380 и т. д. [17].

В связи с этим интеграция системы поддержки принятия решения в состав БРЭО возможна несколькими способами:

- интеграция функций системы поддержки принятия решения в состав системы самолетовождения;
- интеграция системы поддержки принятия решения в состав вычислительной платформы ИМА в качестве отдельного ФПО.

### **Заключение**

В статье проведен анализ проблем, возникающих при полетах по маршрутам четырехмерной навигации. Анализ существующего функционала современных систем самолетовождения подтвердил его недостаточность в условиях стремления к глобальному управлению четырехмерными траекториями. Предложенный функционал системы поддержки принятия решения в совокупности с существующим функционалом систем самолетовождения обеспечивает решение выявленных в ходе анализа проблем при полетах по четырехмерным маршрутам. Разработанный ЧМИ обеспечивает вывод необходимой для процесса принятия решения информации. Разработанная архитектура системы позволяет провести ее интеграцию в комплекс БРЭО как отдельное ФПО или в составе системы самолетовождения. Ввиду того, что ЧМИ системы поддержки принятия решения реализован в виде всплывающего окна, также возможна его интеграция в состав ЧМИ системы самолетовождения.

## Литература

1. RTCA/DO-283B «Minimum Operational Performance Standards for Required Navigation Performance for Area Navigation», USA, Washington, 15 December 2015. – 250 p.
2. ICAO Doc 9750-AN/963 «Global Air Navigation Plan», 5th edition, Canada, Montreal, 2016. – 142 p.
3. RTCA/DO-236C «Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance for Area Navigation», USA, Washington, 19 June 2013. – 152 p.
4. Eurocontrol, User manual for the Base of aircraft Data (BADA) Revision 3.14, EEC Technical/Scientific Report №17/05/29-143, June 2017.
5. Garret D. Fett Aircraft route optimization using the A-star algorithm, USA, March, 2014. – 68 p.
6. Degtyarev O. V. Methodical and Algorithmic Issues of Constructing Four-Dimensional Flight Routes for Long-Range Aircrafts – Journal of Computer and Systems Sciences International, 2006, pp. 110–124.
7. Salvador R., Patryn F. Flight trajectories optimization under the influence of winds using genetic algorithms» ETS, Laboratory of Research in Active Controls, Avionics and AeroServoElasticity (www.larcse.etsmtl.ca), Montreal, Quebec, H3C-1K3, Canada, August, 2013. –12 p.
8. Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A. and Kistan, T. «Next generation flight management system for real-time trajectory based operations', Applied Mechanics and Materials, vol. 629, 2014, pp. 344–349,
9. Веремей Е. И., Сотникова М. В. Алгоритмы оптимизации маршрутов движения с учетом погодных условий. – International Journal of Open Information Technologies ISSN: 2307-8162 vol. 4, no. 3, 2016. – С. 7.
10. Вишнякова Л. В., Обухов Ю. В. Решение задачи оценки безопасности полетов с помощью метода имитационного моделирования. – Известия РАН. Теория и системы управления, № 6, 2018. – С. 140–153.
11. Neretin, E. S., Budkov, A. S., Ivanov, A. S.: Optimal four-dimensional route searching methodology for civil aircrafts. EAI IoTaas 2020- 6th EAI International Conference on IoT as a Service. LNICST, volume 346, pp 462–473.
12. ICAO Doc 9574 AN/934 «Manual on a 300 m (1 000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive» third edition, Canada, Montreal, 2012. – 62 p.
13. Neretin, E. S., Budkov, A. S., Ivanov, A. S., Ponomarev, K. A.: Research on modernization directions of the human-machine interface of flight management system for future civil aircrafts. International Conference "High-tech and Innovations in Research and Manufacturing (HIRM-2019)" – Journal of Physics: Conference Series, vol. 1353, 6 May 2019, Krasnoyarsk, Russian Federation.
14. ARINC Specification 661-8 «Cockpit display system interfaces to user systems», 20 September, 2020.
15. Лунев Е. М., Неретин Е. С., Будков А. С. Разработка и исследование модели траекторного управления самолетом при полете по маршрутам четырехмерной зональной навигации // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84531>
16. Лунев Е. М., Неретин Е. С., Будков А. С. Проведение тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования. // Труды МАИ. 2018. № 98. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90385>.
17. Поляков В. Б., Неретин Е. С., Иванов А. С., Будков А. С., Дяченко С. А., Дудкин С. О. Архитектура перспективных комплексов управления бортовым оборудованием // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93459>

УДК 629.7.05

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФАЗЫ САНЬЯКА В ЦИФРОВОМ ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ DSP ПРОЦЕССОРА

Сергей Владимирович ВИТЯЗЕВ<sup>1</sup>,  
Денис Вадимович ВАЛУЙСКИЙ<sup>1</sup>,  
Валерий Юрьевич МИШИН<sup>1</sup>,  
Алексей Владимирович МОЛЧАНОВ<sup>2</sup>,  
Андрей Евгеньевич СЕРЕБРЯКОВ<sup>1</sup>,  
Михаил Викторович ЧИРКИН<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ФГБОУ ВО «Рязанский государственный радиотехнический университет имени В. Ф. Уткина»,

<sup>2</sup>ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»  
E-mail: inbox@aomiea.ru

В работе рассматриваются вопросы оптимизации программного обеспечения цифрового лазерного гироскопа, при реализации его на ядрах сигнальной обработки процессора 1982BM14Я АО «НПЦ ЭЛВИС». Наиболее трудоемкой процедурой обработки оказывается вычисление значений функции арктангенса. Библиотечная функция арктангенса модифицируется для случая обработки массива входных значений. Используются такие приемы оптимизации, как векторная и конвейерная обработка данных. Проведенная оптимизация позволила сократить время вычисления арктангенса в среднем в 2 раза, что приводит к уменьшению общего времени обработки на 25% без существенного ухудшения вычислительных погрешностей.

**Ключевые слова:** цифровой лазерный гироскоп, сигнальный процессор, фаза Саньяка, векторная обработка данных, конвейерная обработка данных, вычисление арктангенса.

## SAGNAC PHASE DETERMINATION IN A DIGITAL LASER GYROSCOPE WITH THE USE OF DSP PROCESSOR

Sergey V. VITYAZEVI<sup>1</sup>,  
Denis V. VALUJSKIJI<sup>1</sup>,  
Valery Yu. MISHIN<sup>1</sup>,  
Alexey V. MOLCHANOV<sup>2</sup>,  
Andrey E. SEREBRYAKOV<sup>1</sup>,  
Mikhail V. CHIRKIN<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Ryazan State Radio Engineering University named after V. F. Utkin,

<sup>2</sup>Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC  
E-mail: inbox@aomiea.ru

The article deals with software optimization for a digital laser gyroscope when it is implemented on the signal processing cores of 1982BM14Я processor made by JSC "Research and Development Center "ELVEES". The most labor-intensive processing procedure is the calculation of arctangent function values. The arctangent library function is modified for the case of input values array processing. Optimization techniques such as vector and pipelined data processing are used. The performed optimization allowed to cut by half the arctangent computation time on average, which leads to total processing time decrease by 25% without significant deterioration of computational errors.

**Keywords:** digital laser gyroscope, signal processor, Sagnac phase, vector data processing, pipelined data processing, arctangent computation.



## Введение

Гироскопы на основе кольцевых гелий-неоновых лазеров находят широкое применение в современных инерциальных системах навигации и управления. Принцип работы таких гироскопов основан на измерении изменений разности фаз лазерных пучков (фазы Саньяка) [1]. Одной из современных тенденций развития гироскопической техники является разработка цифровых систем управления режимами работы и обработки выходной информации. Цифровые гироскопы имеют потенциально большую чувствительность к угловым перемещениям, чем аналоговые. В системах управления подвижными объектами и в навигационных системах одним из ключевых требований к гироскопу остается получение информации о величине угловой скорости в реальном масштабе времени, что обуславливает использованием современных методов цифровой обработки выходной информации при определении угловой скорости [2]. В качестве развития технологии лазерной гироскопии в работе [3] предложен метод прецизионной регистрации перемещений интерференционной картины [4] в сочетании с применением методов цифровой обработки сигналов, снимаемых с лазерного гироскопа [5, 6]. Дальнейшим развитием этого подхода является алгоритм цифровой обработки, который использует для измерения разности фаз квадратурных первичных сигналов вычисление параметров кривой второго порядка на основе решения системы линейных алгебраических уравнений [7].

В данной работе описывается оптимизация программного обеспечения обработки сигнала в цифровом лазерном гироскопе, реализуемом на DSP-ядрах процессоров 1982BM14Я. Оптимизируется функция расчета арктангенса для случая обработки массива входных значений, что позволяет существенно сократить цикл обработки выходной информации.

Статья представлена следующими разделами. Описание алгоритма обработки дает общее представление о решаемой задаче и раскрывает важность оптимизации функции арктангенса. Приводится описание реализации вычисления фазы Саньяка с использованием возможностей DSP-ядер. Оптимизация расчета функции арктангенса описывает методики, используемые для модификации программных кодов, и полученный результат.

Результаты применения программного обеспечения в испытаниях с реальным лазерным гироскопом демонстрируют практическое приложение предлагаемого программного решения. В заключении приводятся выводы об эффективности разработанного программного обеспечения и необходимости будущих работ.

## Описание алгоритма обработки

Источником информации о вращении лазерного гироскопа являются сдвиги интерференционной картины, сформированной лазерными пучками, выведенными из кольцевого резонатора [1]. Движение интерференционных полос регистрируется фотодиодом с двумя чувствительными площадками, центры которых разнесены на четверть интерференционной полосы. Первичные информационные сигналы  $U_c(t)$ ,  $U_s(t)$  на выходах фотодиодов имеют вид:

$$U_c(t) = U_{c,0} + U_{c,m} \cdot \cos(\psi(t)), \quad U_s(t) = U_{s,0} + U_{s,m} \cdot \cos(\psi(t) + \psi_0); \quad (1)$$

где  $\psi(t)$  – разность фаз встречных волн, генерируемых кольцевым лазером (фаза Саньяка),  $\psi_0$  – дополнительный фазовый сдвиг, обусловленный неточным расположением центров фоточувствительных площадок,  $U_{c,0}$ ,  $U_{s,0}$  – постоянные смещения,  $U_{c,m}$ ,  $U_{s,m}$  – амплитуды первичных сигналов.

Чтобы из первичных сигналов (1) извлечь информацию о вращении кольцевого лазера, необходимо выделить зависимость от времени приращений фазы Саньяка  $\Delta\psi$ . Прямое использование для этого оцифрованных последовательностей первичных сигналов требует знания их параметров:  $U_{c,0}$ ,  $U_{s,0}$ ,  $U_{c,m}$ ,  $U_{s,m}$  и  $\psi_0$ . В качестве основы для решения поставленной задачи используется алгоритм цифровой обработки [7–9], включающий в себя следующие стадии:

- дискретизацию первичных квадратурных сигналов (1);
- аппроксимацию эллипсом множества точек, соответствующих оцифрованному участку реализаций на плоскости переменных  $U_{c,i}$ ,  $U_{s,i}$ ;
- определение параметров первичных сигналов  $U_{c,0}$ ,  $U_{s,0}$ ,  $U_{c,m}$ ,  $U_{s,m}$ ,  $\psi_0$ ;
- восстановление временного ряда для приращений разности фаз встречных волн  $\Delta\psi_i$ ;
- вычисление среднего значения угловой скорости  $\omega_k$ .

Поиск эллипса, являющегося наилучшей аппроксимацией пар отсчетов  $U_{c,i}$ ,  $U_{s,i}$ ,  $i = 1...N$ , сводится к определению пяти коэффициентов  $c_1...c_5$ , минимизирующих сумму квадратов отклонений  $\delta_i$  от кривой второго порядка:

$$c_1 - U_{c,i}^2 - c_2 U_{s,i}^2 + c_3 U_{c,i} U_{s,i} + c_4 U_{c,i} + c_5 U_{s,i} = \delta_i, \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^N \delta_i \rightarrow \min. \quad (3)$$

Процедура минимизации (3) приводит к системе линейных неоднородных алгебраических уравнений пятого порядка относительно неизвестных  $c_1 \dots c_5$ :

$$\sum_{k=1}^5 M_{jk} c_k = B; \quad j, k = 1 \dots 5, M_{jk} = M_{kj}, \quad (4)$$

в которой коэффициенты  $M_{jk}$ ,  $B_k$  выражаются через комбинации сумм и произведений текущих отсчетов «косинусного» и «синусного» сигналов  $U_{c,i}$ ,  $U_{s,i}$ :

$$M = \begin{pmatrix} N & -m_4 & m_5 & m_1 & m_2 \\ -m_4 & m_4^2 & -m_4 m_5 & -m_1 m_4 & -m_2 m_4 \\ m_5 & -m_4 m_5 & m_5^2 & m_1 m_5 & m_2 m_5 \\ m_1 & -m_1 m_4 & m_1 m_5 & m_1^2 & m_1 m_2 \\ m_2 & -m_2 m_4 & m_2 m_5 & m_1 m_2 & m_2^2 \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 1 \\ -m_4 \\ m_5 \\ m_1 \\ m_2 \end{pmatrix},$$

$$m = \left( \sum_{i=1}^N U_{c,i}, \sum_{i=1}^N U_{s,i}, \sum_{i=1}^N U_{c,i}^2, \sum_{i=1}^N U_{s,i}^2, \sum_{i=1}^N U_{s,i} U_{c,i} \right).$$

После накопления необходимого количества пар отсчетов  $N$  система уравнений (4) решается численно, с помощью метода Холецкого. Параметры квадратурных сигналов выражаются через коэффициенты  $c_1 \dots c_5$  [2]:

$$U_{s,0} = \frac{c_3 c_4 + 2c_5}{4c_2 - c_3^2}, \quad U_{c,0} = \frac{1}{2}(c_4 + c_3 U_{s,0}),$$

$$U_{s,m} = 2 \frac{\sqrt{c_1^2 + U_{c,0}^2 + c_2 U_{s,0}^2 - c_3 U_{s,0} U_{c,0}}}{\sqrt{4c_2 - c_3^2}}, \quad U_{c,m} = \sqrt{c_2} U_{s,m},$$

$$\sin \psi_0 = \frac{c_3}{2 \cdot \sqrt{c_2}}.$$

Найденные значения параметров первичных сигналов и записанные последовательности их отсчетов  $U_{c,i}$ ,  $U_{s,i}$  позволяют восстановить

временной ряд для значений фазы Саньяка  $\psi_i$ :

$$\cos \psi_i = \frac{U_{s,i} - U_{s,0}}{U_{s,m}}, \quad \sin \psi_i = \frac{U_{c,i} - U_{c,0}}{U_{c,m} \cos \psi_0} - \cos \psi_i \operatorname{tg} \psi_0.$$

Приращения фазы Саньяка  $\Delta \psi_i$  вычисляются с помощью функции арктангенса по формуле:

$$\Delta \psi_i = \operatorname{arctg} \left( \frac{\sin \psi_i \cos \psi_{i-1} - \cos \psi_i \sin \psi_{i-1}}{\cos \psi_i \cos \psi_{i-1} + \sin \psi_i \sin \psi_{i-1}} \right). \quad (5)$$

По восстановленному ряду приращений фазы Саньяка  $\Delta \psi_i$  рассчитывается среднее значение угловой скорости за время эквивалентное накоплению заданного количества пар отсчетов  $N$

$$\omega_k = \frac{f_s}{K \cdot (N-1)} \sum_{i=1}^{N-1} \Delta \psi_i, \quad (6)$$

где  $f_s$  – частота дискретизации первичных сигналов,  $K$  – масштабный коэффициент лазерного гироскопа. В случае рассматриваемого алгоритма выбор  $N$  производился исходя из условия обеспечения обновления информации по параметру  $\omega_k$  с частотой дискретизации 2400 Гц.

Колебания на частоте подставки в восстановленных отсчетах угловой скорости  $\omega_k$  подавляются с помощью цифрового режекторного БИХ-фильтра, центральная частота  $f_0$  которого совпадает с собственной частотой колебаний вибрационного подвеса кольцевого лазера [7, 9].

Отсчеты угловой скорости  $y_k$  после фильтра передаются внешней системе (вычислителю) по интерфейсу SPI [7].

#### Реализация алгоритма цифровой обработки на DSP ядре процессора 1982BM14Я

В работе [10] приведена реализация описанного алгоритма обработки первичных сигналов лазерного гироскопа на одном DSP-ядре процессора 1892BM14Я.

Весь алгоритм обработки сигнала на DSP-ядре разделен на следующие этапы:

1. Поиск момента прихода внешнего прерывания сигнала INT.
2. Расчет матриц коэффициентов системы линейных неоднородных уравнений.
3. Решение системы линейных неоднородных уравнений методом Холецкого.

4. Расчет коэффициентов кривой второго порядка (расчет параметров эллипса).

5. Вычисление значения фазы Саньяка и на ее основе расчет угловой скорости.

Архитектура DSP-ядра процессора 1892BM14Я позволяет выполнить до двух обращений к памяти за один такт за счет использования двух указателей X и Y [11]. Однако одновременное обращение возможно только к разным страницам памяти DSP, что накладывает ограничения на способ расположения квадратурных составляющих комплексного входного сигнала в памяти DSP-ядра.

В рамках настоящей работы частота дискретизации первичных сигналов составляет 2,5 МГц, а частота вычисления  $\omega_k$  — 2400 Гц. Реальное время выполнения расчета составило 162 такта, или, при тактовой частоте процессора 720 МГц, 0,224 мкс. Циклограмма вычисления фазы Саньяка представлена на рис. 1а. Анализ циклограммы показал, что наиболее длительным является этап вычисления значения фазы Саньяка, который в основном определяется длительностью вычисления арктангенса. Согласно соотношению (6), вычисление арктангенса осуществляется 1042 раза за цикл определения  $\omega_k$ .

Алгоритм вычисления арктангенса стандартной библиотеки тригонометрических функций DSP ядра процессора 1892BM14Я основан на аппроксимации функции полиномом 9 порядка на интервале от  $-1$  до  $+1$  радиан.

За пределами области определения аппроксимации осуществляется дополнительная подготовка аргумента, что увеличивает время его вычисления в 1,6 раза [12]:

– при  $|x| \leq 1$ :

$$y(x) = 0,9998660x - 0,3302995x^3 + 0,1801410x^5 - 0,0851330x^7 + 0,0208351x^9; \quad (7)$$

– при  $|x| > 1$ :

$$y(x) = \pi/2 - y(1/x).$$

Опыт работы с процессором 1892BM14Я показал его высокое тепло-выделение и сильную зависимость потребляемого тока от температуры (до 20 мА/°С), что является препятствием для реализации на его основе автономных систем, работающих в жестких температурных условиях.

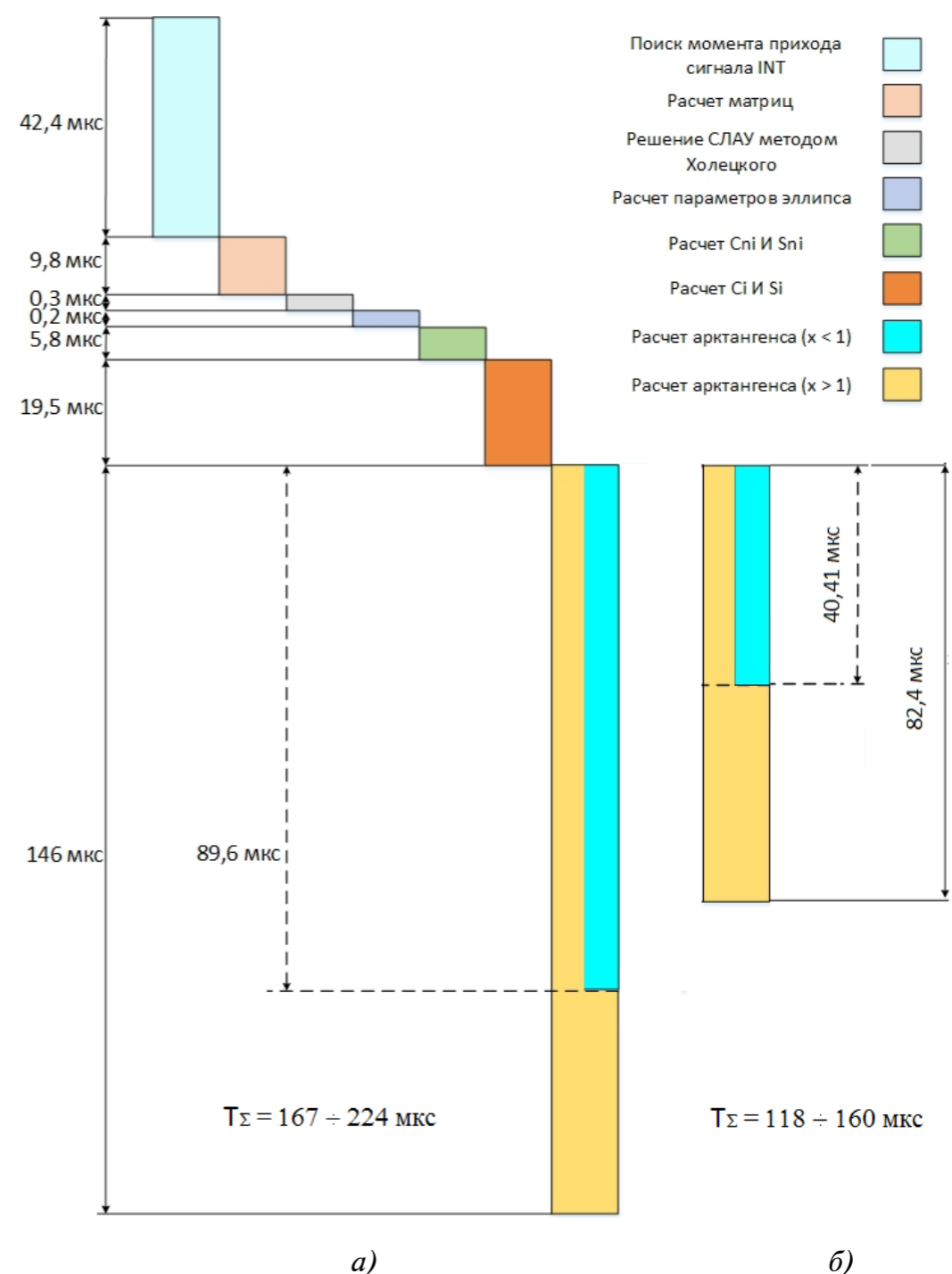


Рис. 1. Циклограмма вычисления фазы Саньяка  
 а) – не оптимизированный алгоритм вычисления арктангенса,  
 б) – оптимизированный алгоритм вычисления арктангенса.  
 Время  $T_{\Sigma}$  указано для наилучшего ( $|x| \leq 1$ ) и наихудшего ( $|x| > 1$ ) случаев.

Для решения этой проблемы требуется снижение частоты работы DSP ядра. Добиться этого можно за счет снижения длительности выполнения наиболее затратной по времени операции — арктангенса.

При минимизации времени вычисления функции также необходимо обеспечить приемлемую точность вычисления. В качестве эталонного значения применялась функция «atan», реализованная в среде Matlab с двойной точностью представления чисел с плавающей запятой.

### Математическое описание алгоритма вычисления функции арктангенса

Первый шаг в оптимизации функции арктангенса — переход от вычислений одиночных значений арктангенса к обработке сразу массива входных аргументов.

В свою очередь, переход к нахождению значений арктангенса для массива аргументов открывает возможность применения двух известных методик оптимизации. Первая — это использование векторных вычислительных операций FA4 и FM4 [11]. Архитектура процессора позволяет за один такт осуществлять по четыре операции умножения и по четыре операции сложения, и, если при одиночном вычислении арктангенса использование этих возможностей оказывается невостребованным, то при переходе к обработке массива она позволяет ускорить процедуру потенциально в четыре раза.

Вторая методика — это конвейерная обработка данных [13]. Данная методика предполагает, что процесс обработки одного входного элемента (или четверки элементов в случае применения векторных команд FA4, FM4) можно представить в виде последовательности этапов обработки. Если текущий входной элемент (группа элементов) находится в процессе обработки, то следующий входной элемент (группа элементов) может поступать на обработку, не дожидаясь полного завершения обработки текущих элементов. Это позволяет повысить скорость обработки потенциально в число раз, равное числу этапов обработки, которое можно выделить в рассматриваемой процедуре, причем дополнительно к первому способу повышения быстродействия.

При оптимизации функции арктангенса, однако, оба указанных подхода наталкиваются на существенную проблему. Поскольку алгоритм вычисления зависит от значения входного аргумента (если модуль аргумента больше единицы, то используется одна ветка алгоритма, а если меньше — то другая), то находиться в обработке одновременно несколько элементов не могут.

Для решения возникшей проблемы был применен нетрадиционный подход. Процедура была разбита на две части. Первая — выполняется

только для тех входных аргументов, модуль которых больше единицы, состоит в переходе к обратной величине и является подготовкой ко второй части. Вторая процедура выполняется абсолютно одинаково для всех элементов массива и может быть оптимизирована с применением векторных команд (рис. 2).

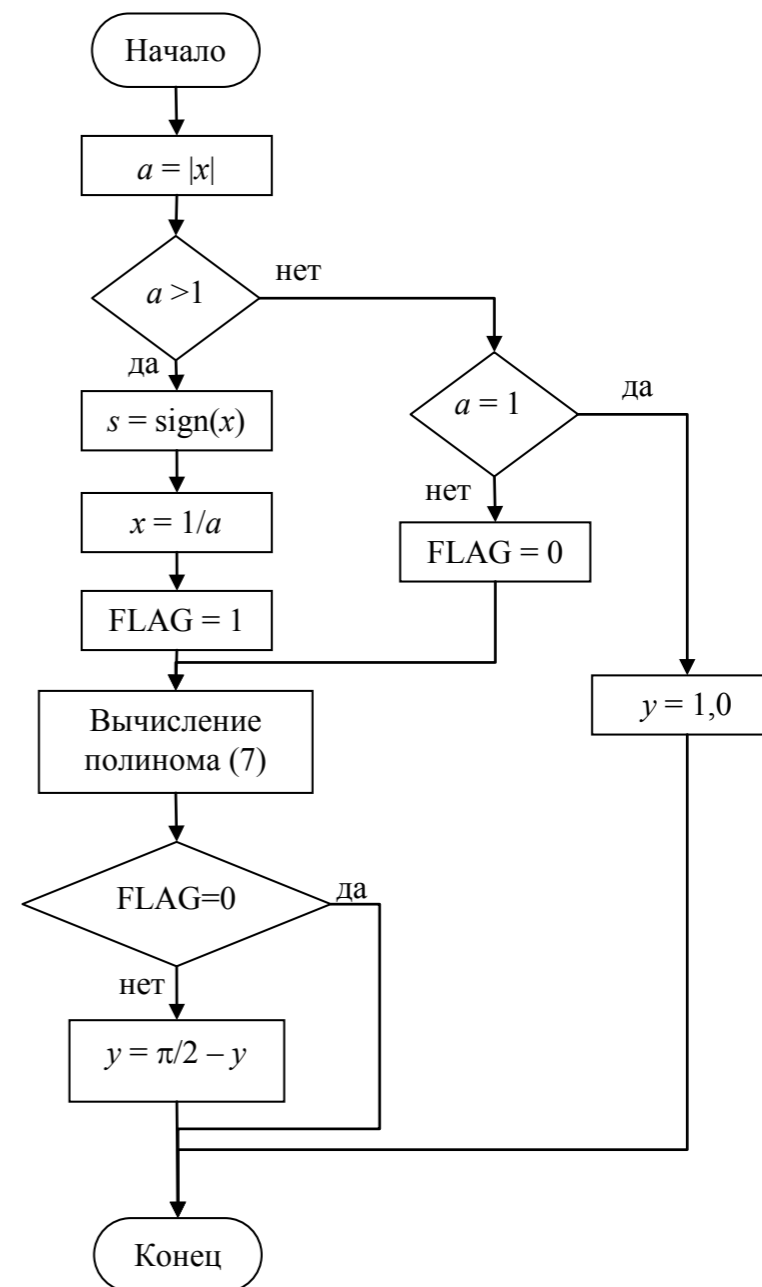


Рис. 2. Блок-схема алгоритма вычисления арктангенса



Таким образом, мы разбиваем процедуру вычисления арктангенса на две подпроцедуры, то есть «проходим» по элементам входного массива дважды — сначала выделяем элементы по модулю большие единицы и готовимся ко второму этапу; затем — непосредственно вычисляем арктангенс на основе аппроксимации полиномом.

Сложность, однако, состоит в том, что для элементов, по модулю меньших единицы, никаких дополнительных вычислений делать не надо, а для элементов, больших единицы, требуется их вычитание из константы  $\pi/2$ . Мы вновь приходим к разветвлению алгоритма, не позволяющему применять распараллеливание. Обойти эту проблему удастся путем «запоминания» на этапе подготовки индексов элементов, оказавшихся по модулю больше единицы, путем записи в соответствующие элементы значения  $-\pi/2$ . При первом «проходе» массива на этапе подготовки вместе с нахождением обратной величины для элементов, больших единицы, происходит заполнение дополнительного массива. В него пишется либо ноль (если соответствующий ему входной аргумент по модулю меньше единицы), либо  $-\pi/2$  (если входной аргумент больше единицы). Тогда на завершающем этапе все элементы просто прибавляются к данному массиву, что в результате дает истинное значение для элементов массива с аргументов, меньших единицы, и противоположные значения для элементов массива с аргументами больше единицы. Остается восстановить правильный знак входного аргумента, что легко выполняется побитовыми операциями.

Предложенный подход практически не вносит дополнительных затрат времени, поскольку все вспомогательные операции удастся делать параллельно с основными. Дополнительных затрат памяти также не возникает, поскольку при расчете фазы Саньяка мы как раз переходим от комплексных величин к действительным, массив мнимой части освобождается и может быть использован для хранения значений  $0/-\pi/2$ .

Тестирование разработанной процедуры проводилось в симуляторе процессора 1982ВМ10Я в среде MCStudio 4 Демо-версия Сборка: 2019.07.175, а также было встроено в рабочее место цифрового лазерного гироскопа с регистрацией и обработкой реальных первичных сигналов.

Результаты тестирования разработанной процедуры по времени работы сведены в Таблицу 1 и проиллюстрированы на рис. 3.

Таблица 1.

Варианты	Стандартная функция из библиотеки	Разработанная функция для обработки массива
Наихудший случай ( $ x  > 1$ )	99 тактов	55 тактов
Наилучший случай ( $ x  \leq 1$ )	60 тактов	26 тактов
Выигрыш	1,65	2,12

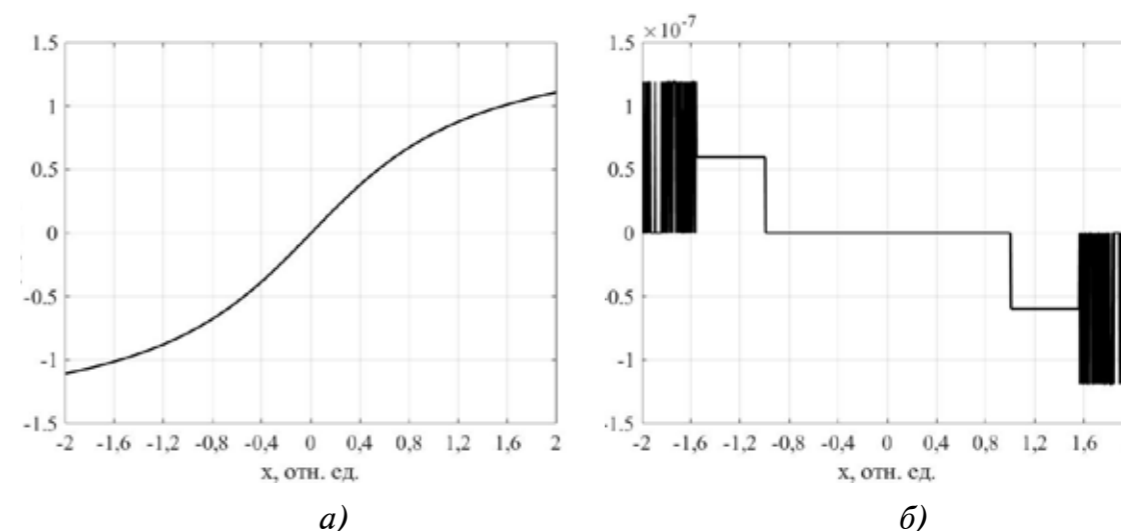


Рис. 3. Оценка качества работы разработанной функции  
а) — значения функции арктангенса, рассчитанные разработанной функцией;  
б) — ошибка вычисления арктангенса.

Вычисления проводились для 1000 входных аргументов, равномерно распределенных в диапазоне от  $-2$  до  $+2$ . Ошибка вычисления определялась как величина абсолютного отклонения вычисленного значения арктангенса предложенным методом и функцией «atan» среды Matlab, вычисленной с двойной точностью. Как видно из рис. 3б, ошибка лежит на уровне шумов округления формата floating-point одинарной точности. Вычислительная погрешность определения величины арктангенса (фазы Саньяка) в случае исходного и оптимизированного алгоритма вычисления арктангенса не превышает  $0,026$  угл. секунды ( $1,25 \cdot 10^{-7}$  рад).

Циклограмма вычисления фазы Саньяка после оптимизации представлена на рис. 16. Время обработки уменьшено в среднем в 2 раза по сравнению со стандартной библиотечной функцией. Это позволяет

снизить тактовую частоту DSP ядра процессора до 600 МГц при сохранении времени вычисления  $\omega_k$  в пределах 200 мкс.

Учитывая сильную зависимость энергопотребления процессора 1892BM14Я от тактовой частоты DSP ядра, отмеченную выше, необходимо провести практическую оценку снижения энергопотребления при работе процессора с оптимизированным вычислением величины арктангеса.

### Определение точностных характеристик лазерного гироскопа

Определение точностных характеристик цифрового лазерного гироскопа было проведено на его макете, состоящем из кольцевого гелий-неонового лазера КЛ-3 с периметром 28 см и макета блока цифровой электроники БЭГ-1. Обработка информационных сигналов с макета цифрового лазерного гироскопа проводилась двумя модификациями программного обеспечения, отличающимися алгоритмами вычисления арктангенса при определении фазы Саньяка.

Запуски проводились в нормальных климатических условиях без стабилизации внешней температуры, в одинаковых условиях настройки сервисной электроники (величины и разница рабочих токов, режим работы и ошумления частотной подставки) и на одной и той же продольной моде кольцевого лазера. Величина порога синхронизации встречных волн, измеренная по методу, описанному в [3], не превышала 0,02 °/с.

Были определены значения  $\omega_k$  за время накопления информации 60 мин (1 час) для нескольких реализаций. На рис. 4 представлены результаты в виде графиков дисперсии Аллана по полученным массивам данных измеренной угловой скорости. Практически полное совпадение кривых на различных участках частотного диапазона демонстрирует идентичность вычислительных процедур. Более детальный анализ дисперсии Аллана в масштабе времен, кратном 100 секундам, традиционно используемый для оценки случайного дрейфа лазерного гироскопа, показывает, что измеренный с помощью оптимизированной процедуры вычисления арктангенса сигнал  $\omega_k$  имеет меньший уровень погрешности.

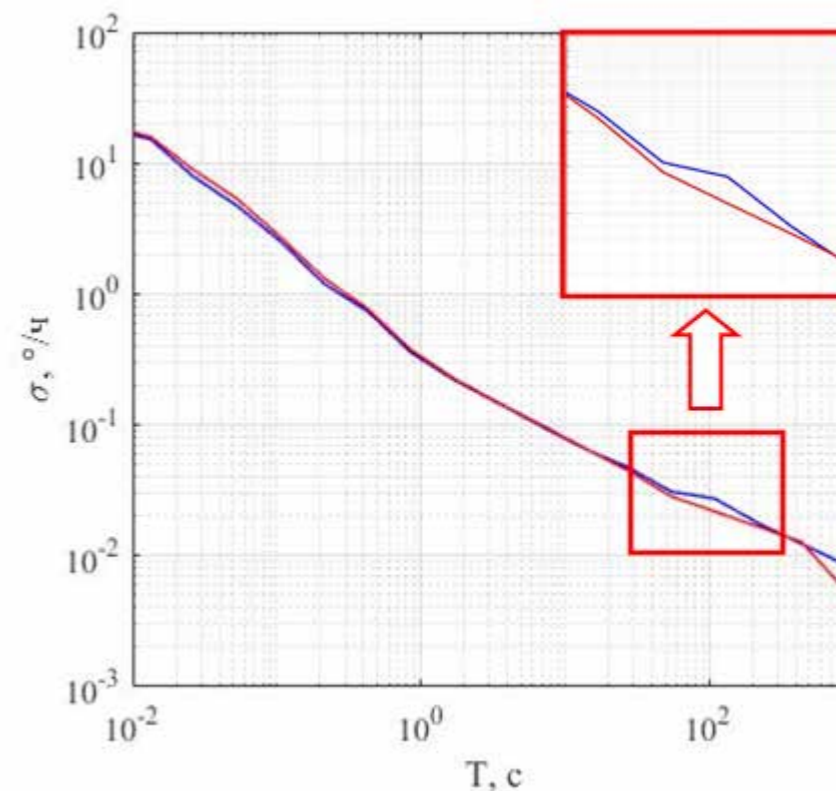


Рис. 4. Дисперсия Аллана измеренной угловой скорости  
Красная кривая — оптимизированная процедура вычисления арктангенса,  
синяя кривая — стандартная процедура вычисления арктангенса.

### Заключение

В работе проведена оптимизация функции вычисления значений арктангенса как одной из наиболее трудоемких процедур при реализации обработки информационных сигналов в цифровом лазерном гироскопе.

За счет применения комбинации векторных вычислительных операций и конвейерной обработки данных среднее время вычисления сокращено в 2 раза, что приводит к уменьшению общего времени обработки на 25 % и позволяет снизить тактовую частоту DSP ядра процессора до 600 МГц при сохранении времени вычисления  $\omega_k$  в пределах 200 мкс.

Вычислительная погрешность определения величины арктангеса (фазы Саньяка) не превышает 0,026 угл. секунды ( $1,25 \cdot 10^{-7}$  рад) и лежит на уровне шумов округления формата floating-point одинарной точности.

Результаты испытаний оптимизированного программного обеспечения с макетом цифрового лазерного гироскопа показали потенциально более низкую погрешность в определении случайного дрейфа лазерного гироскопа на интервалах оценки 100 с.

В развитие полученных результатов необходимо провести оценку снижения энергопотребления при работе процессора 1892ВМ14Я с оптимизированным вычислением величины арктангенса.

### Литература

1. Aronowitz F. Fundamentals of the ring laser gyro, RTO-AG-339 AC/323 (SCI) TP/9, Optical Gyro and their application, May. 1999.
2. Kuznetsov A. G., Molchanov A. V., Chirkin M. V., Izmailov E. A. Precise laser gyroscope for autonomous inertial navigation // Quantum Electronics. – 2015. – Vol. 45, No. 1. – P. 78–88.
3. Alekseev S. Yu., Chirkin M. V., Mishin V. Yu., Morozov D. A., Borisov M. V., Molchanov A. V., Zakharov M. A. Method of lock-in threshold measurement in manufacture and operation of ring lasers // Gyroscopy and Navigation. – 2013. – Vol. 4, No. 4. – P. 223–228.
4. Pozar T., Mozina J. Enhanced ellipse fitting in a two-detector homodyne quadrature laser interferometer // Measurement Science & Technology. – 2011. – Vol. 22, No 6. – 085301 (8pp).
5. Dovbeshko A. A., Rfvinska I. V. Self-adapting laser gyroscope // Symposium on Gyro Technology. Stuttgart, Germany, 2001. pp. 7–11.
6. Killpatrick J. E., Berndt D. Modular laser gyro / US Patent 6208414; 27.03.2001.
7. Мишин В. Ю., Молчанов А. В., Чиркин М. В. Проблема цифровой обработки первичных квадратурных сигналов в лазерных гироскопах // Приборы. – 2013. – №1 (151). – С. 33–38.

8. Molchanov A. V., Belokurov V. A., Chirkin M. V., Koshelev V. I., Mishin V. Yu., Morozov D. A. Precision laser gyro with a digital channel for quadrature signal processing // Proceedings of 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg, Russia, – 2015. – P. 307–314.
9. Molchanov A. V., Belokurov V. A., Chirkin M. V., Kagalenko M. B., Koshelev V. I., Mishin V. Yu., Morozov D. A. The application of advanced processing technique to the triad of precision laser gyroscopes // Proceedings of 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg, Russia, – 2016. – P. 120–122.
10. Витязев С. В., Никишкин П. Б., Валуйский Д. В., Панарина А. А., Мишин В. Ю., Серебряков А. Е., Чиркин М. В., Молчанов А. В. Цифровая обработка первичных сигналов цифрового лазерного гироскопа на процессоре 1982ВМ14Я АО «НПЦ ЭЛВИС» // Доклады 22-й международной конференции DSPA-2020, Москва, Россия, – 2020. – С. 518–522.
11. DSP-КЛАСТЕР DELCORE-30M. Архитектура DSP-ядро ELCORE-30M. Система инструкций Приложение 2. Расширение системы инструкций. Коды инструкций. – АО НПЦ «ЭЛВИС». – 2020. – 213 с.
12. Абрамовиц М., Стиган И. Справочник по специальным функциям с формулами, графиками и математическими таблицами // Главная редакция Физико-математической литературы, М.: – 1979. – 832 с.
13. Витязев С. В., Цифровые процессоры обработки сигналов // НТИ «Горячая линия – Телеком», М.: – 2017. – 100 с.

УДК 629.7

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА В СИСТЕМЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ЭКИПАЖА ВОЗДУШНОГО СУДНА

*Андрей Владимирович ГУРЬЯНОВ<sup>3,1</sup>, к. э. н., доцент,*

*Владимир Владимирович МАРКЕЛОВ<sup>1</sup>, к. т. н.*

*E-mail: vvmarkel@gmail.com,*

*Анатолий Владимирович ШУКАЛОВ<sup>2,1</sup>, к. т. н., доцент,*

*Игорь Олегович ЖАРИНОВ<sup>2,1</sup>, д. т. н., профессор,*

*Олег Олегович ЖАРИНОВ<sup>3</sup>, к. т. н., доцент.*

<sup>1</sup>Акционерное общество «Опытно-конструкторское бюро «Электроавтоматика» имени П. А. Ефимова».

<sup>2</sup>Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский университет ИТМО».

<sup>3</sup>Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения» (ГУАП).

Задачей информационной поддержки экипажа воздушного судна является предоставление информации о располагаемом остатке топлива, времени полета по заданному или измененному маршруту, а также прогнозируемой трехмерной траектории движения. В качестве метода формирования данной информации рассматривается вариант построения прогностической модели движения летательного аппарата в пространстве и времени, основанный на моделировании полета по заданному маршруту. Модель полета включает в себя описание динамики движения летательного аппарата как материальной точки с известными характеристиками.

**Ключевые слова:** система управления полетом; система информационной поддержки экипажа; модель воздушного судна; траектории полета воздушного судна.

## FLIGHT MODEL DEVELOPMENT IN CREW DATA SUPPORT SYSTEM

*Andrey V. GURYANOV<sup>3,1</sup>, PhD in Economics,*

*Vladimir V. MARKELOV<sup>1</sup>, PhD in Engineering*

*E-mail: vvmarkel@gmail.com,*

*Anatoly V. SHUKALOV<sup>2,1</sup>, PhD in Engineering,*

*Igor O. ZHARINOV<sup>2,1</sup>, D. Sc. in Engineering, professor,*

*Oleg O. ZHARINOV<sup>3</sup>, PhD in Engineering.*

<sup>1</sup>Stock company "Experimental design bureau "Electroavtomatika" named after P. A. Yefimov".

<sup>2</sup>ITMO University.

<sup>3</sup>SUAI Saint-Petersburg State University of Aerospace Instrumentation.

The crew data support is to provide data on the fuel availability, planned or changed route flight time, along with the predicted three-dimensional flight path. The article considers a method to generate such data, based on a variant of predictive model development for aircraft motion in space and time, based on planned flight model. The flight model includes a description of motion dynamics of an aircraft as a single mass point with known performance.

**Keywords:** flight control system, crew data support system, aircraft, flight path.



## Введение

Основной задачей информационной поддержки экипажа является предоставление информации о располагаемом остатке топлива, времени полета по заданному или измененному маршруту, а также полной трехмерной траектории движения. Очевидно, что данная информация может быть получена с помощью прогностической модели движения летательного аппарата в пространстве и времени с учетом заданных требований прохождения маршрута.

Выбор модели обуславливается поставленной задачей прогноза, а также предполагаемым объемом исходных данных.

Особенностью моделирования полета по маршруту является большой интервал прогноза и, соответственно, заметные погрешности, накапливаемые на данном интервале. В связи с чем, как показали результаты оценки точностных характеристик возможных к реализации моделей, для решения поставленной задачи может быть использована усеченная модель летательного аппарата как материальной точки. На длительном интервале прогноза ошибки подобной модели равнозначны ошибкам полной объемной модели летательного аппарата, используемой в задачах математического моделирования аэродинамики и динамики полета.

Вместе с тем повышение точности и достижение поставленных целей прогноза может быть достигнуто за счет адаптации используемой модели под конкретный летательный аппарат и даже под текущие условия полета. В этом случае основным источником информации являются данные, измеряемые бортовым пилотажно-навигационным комплексом.

С учетом вышесказанного, для решения задачи прогноза трехмерной траектории движения летательного аппарата и расхода топлива во времени, предложена модель динамики полета, адаптируемая при необходимости по результатам обработки пилотажно-навигационных параметров бортовым комплексом.

Модель динамики полета включает в себя собственно решение дифференциальных уравнений движения, математические описания аэродинамики полета, состояния воздушной среды и функционирования двигателя, а также алгоритмы управления, корректируемые по фактическим измерениям состояния летательного аппарата.

### 1. Прогноз параметров полета

Параметрами, подлежащими прогнозу в системе информационной поддержки экипажа, являются:

- время прибытия в характерные точки маршрута;
- расход топлива по маршруту полета;

— пространственные координаты прогнозируемой траектории полета.

Таким образом, подлежащими определению в ходе моделирования переменными являются:

$t$  — текущее время (с);

$m$  — текущая масса летательного аппарата (кг);

$H$  — высота (м);

$B$  — геодезическая широта местоположения летательного аппарата (рад);

$L$  — геодезическая долгота местоположения летательного аппарата (рад).

Расчет указанных параметров осуществляется путем решения системы уравнений динамики полета летательного аппарата в скоростной системе координат (рисунок 1, стр. 42) [1, 2, 3]:

$$m \frac{dV}{dt} = (P \cos \alpha - X - mg \sin \theta); \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = ((P \sin \alpha + Y) \cos \gamma - mg \cos \theta); \quad (2)$$

$$mV \frac{d\psi}{dt} = \frac{(P \sin \alpha + Y) \sin \gamma}{\cos \theta}; \quad (3)$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \quad (4)$$

$$\frac{dB}{dt} = (V \cos \theta \cos \psi + U_n) / Q; \quad (5)$$

$$\frac{dL}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi + U_e}{G \cos B}; \quad (6)$$

$$\frac{dm}{dt} = -G_t, \quad (7)$$

где  $t$  — время (с);  $g$  — ускорение силы тяжести ( $\text{м/с}^2$ );  $\alpha$  — угол атаки (рад);  $\psi$  — истинный курс (рад);  $\theta$  — угол наклона траектории (рад);  $\gamma$  — угол крена (рад);  $V$  — истинная скорость ( $\text{м/с}$ );  $P$  — суммарная тяга двигателей (Н);  $Y$  — подъемная сила (Н);  $X$  — сила лобового сопротивления (Н);  $G_t$  — расход топлива ( $\text{кг/с}$ );  $U_n$  — северная составляющая

скорости ветра (м/с);  $U_e$  — восточная составляющая скорости ветра (м/с);  $Q$  — радиус кривизны меридионального сечения земного эллипсоида (м);  $G$  — радиус кривизны первого вертикала земного эллипсоида (м).

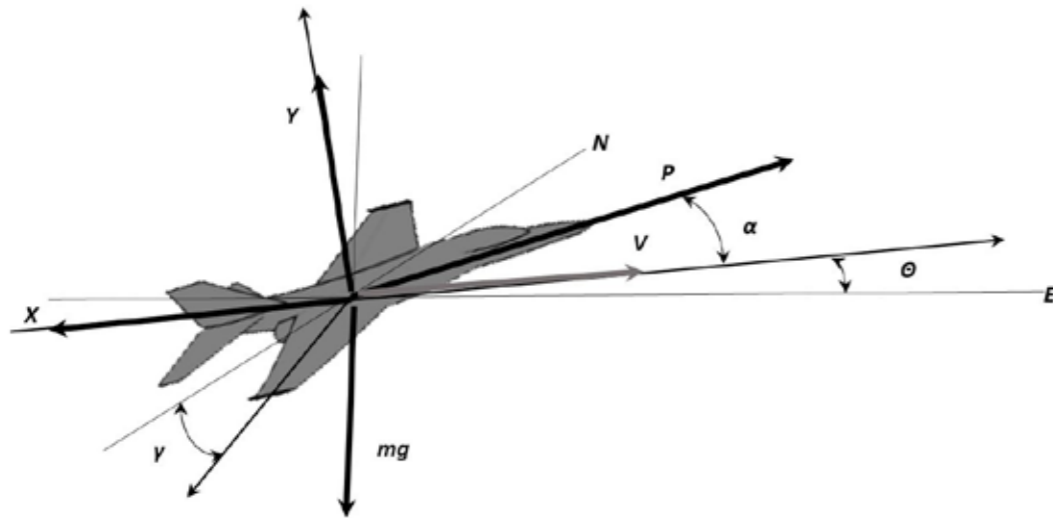


Рис. 1. Схема сил, действующих на летательный аппарат ( $g$  — стандартное ускорение силы тяжести;  $\alpha$  — угол атаки;  $\theta$  — угол наклона траектории;  $\gamma$  — угол крена;  $V$  — истинная скорость;  $P$  — суммарная тяга двигателей;  $Y$  — подъемная сила;  $X$  — сила лобового сопротивления;  $m$  — масса летательного аппарата;  $NE$  — плоскость, горизонтированная относительно Земли)

Используемые в уравнениях параметры Земного эллипсоида определяются как [4]:

$$Q = \frac{a(1-e^2)}{\sqrt{(1-e^2(\sin^2 B))^3}} + H; \quad (8)$$

$$G = \frac{a}{\sqrt{1-e^2(\sin^2 B)}} + H, \quad (9)$$

где  $e^2$  — квадрат эксцентриситета Земного эллипсоида (0,0066934);  $a$  — длина большой полуоси эксцентриситета Земного эллипсоида (6378245 м).

В качестве известных величин используются:  $U_n$ ,  $U_e$ .

Расчетными переменными, определяемыми в процессе моделирования полета являются:  $\alpha$ ,  $\psi$ ,  $P$ ,  $X$ ,  $Y$ ,  $\theta$ ,  $V$ ,  $\gamma$ ,  $m$ .

Определение расчетных параметров осуществляется с помощью математических описаний воздушной среды, аэродинамики и двигателя.

Модель двигателя в комплексной среде моделирования полета призвана обеспечить расчет расхода топлива, а также определение располагаемых значений тяги при текущем режиме полета.

Математическое описание двигателя базируется на уравнениях, описываемых фактической, физической процесс преобразования энергии сгорания топлива в тягу двигателя. Что позволяет получить оценку расхода топлива и располагаемой тяги с точностью, достаточной для решения задач в составе комплексной математической модели полета воздушного судна. При этом основные используемые технические характеристики двигателя не выходят за рамки известных, публикуемых данных. Дополнительные же параметры определяются в ходе настройки модели путем восстановления характеристик на основе текущих изменений состояния воздушного судна в ходе выполнения полета.

В рамках данной работы модель двигателя воздушного судна не рассматривается.

## 2. Описание комплексной модели полета

В качестве управляемых параметров при моделировании полета принимаются параметры, обеспечивающие выдерживание заданной траектории движения. Траектория полета задается в четырех измерениях: трех пространственных и времени.

В горизонтальной плоскости траектория представляет собой проекцию заданного маршрута полета, состоящего из прямолинейных участков и дуг, на земной эллипсоид.

В вертикальной плоскости траектория задается высотой участков над поверхностью земли, уровнем моря или над уровнем стандартного давления.

Прохождение траектории во времени определяется заданной скоростью полета на участках траектории.

Выдерживание заданной траектории полета в горизонтальной плоскости обеспечивается контуром управления в горизонтальной плоскости. При этом управляемым параметром является угол крена или изменение угла курса, а контролируемой величиной — боковое отклонение от заданной траектории или от заданного азимута.

Компенсация бокового отклонения от заданной траектории полета обеспечивается типовым законом управления по углу крена летательного аппарата [1, 4, 5]:

$$\gamma_c = k_{dz} \frac{dZ}{dt} + k_z Z; \quad (10)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{g \cdot \operatorname{tg}\gamma_c}{V}, \quad (11)$$

где  $Z$  — боковое отклонение от заданной траектории полета (м);  $\gamma_c$  — заданный угол крена (рад);  $\psi$  — истинный курс (рад);  $t$  — время (с);  $V$  — скорость полета относительно окружающего воздуха (м/с);  $g$  — стандартное ускорение силы тяжести (9,80665 м/с<sup>2</sup>);  $k_{dz}$  — передаточные коэффициент закона управления по боковой скорости;  $k_z$  — передаточный коэффициент закона управления по боковому отклонению.

Компенсация отклонения от заданного азимута полета обеспечивается следующим законом управления по углу крена летательного аппарата [1, 4, 5]:

$$\gamma_c = k_{dA}\Delta A; \quad (12)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{g \cdot \operatorname{tg}\gamma_c}{V}, \quad (13)$$

где  $\Delta A$  — отклонение траектории движения от заданного азимута (м);  $k_{dA}$  — передаточные коэффициент закона управления по азимуту.

При расчете заданного угла крена его значение ограничивается максимальной величиной, определяемой характеристиками летательного аппарата и его ограничениями.

Выдерживание заданной траектории полета в вертикальной плоскости обеспечивается контуром управления в вертикальной плоскости. При этом управляемым параметром является вертикальная перегрузка или изменение угла наклона траектории, а контролируемой величиной — вертикальное отклонение от заданной высоты.

Компенсация вертикального отклонения от заданной высоты обеспечивается типовым законом управления по углу наклона траектории летательного аппарата [1, 4, 5]:

$$\frac{d\theta}{dt} = k_{dH} \left( V_{yc} - \frac{dH}{dt} \right); \quad (14)$$

$$V_{yc} = -k_H \Delta H, \quad (15)$$

где  $\Delta H$  — вертикальное отклонение от заданной высоты (м);  $V_{yc}$  — заданное значение вертикальной скорости (м/с);  $\theta$  — угол наклона

траектории (рад);  $k_{dH}$  — передаточные коэффициент закона управления по вертикальной скорости;  $k_H$  — передаточный коэффициент закона управления по высоте.

При расчете заданного значения вертикальной скорости его величина ограничивается максимальной величиной, определяемой характеристиками летательного аппарата и его ограничениями.

Выдерживание заданной траектории полета во времени обеспечивается контуром управления по тяге. При этом управляемым параметром является продольная перегрузка, а контролируемой величиной — отклонение текущей скорости от заданной.

Компенсация отклонения от заданной скорости обеспечивается типовым законом управления по продольной перегрузке [3]:

$$\frac{dV}{dt} = k_V \Delta V, \quad (16)$$

где  $\Delta V$  — отклонение текущей скорости от заданной (м/с);  $k_V$  — передаточный коэффициент закона управления по продольной перегрузке.

В общем случае полет летательного аппарата по маршруту подразделяется на следующие этапы: этап горизонтального полета, этап набора высоты и этап снижения. При моделировании полета этапы взлета и посадки не учитываются ввиду их скоротечности.

В свою очередь указанные этапы подразделяются на режимы, каждому из которых соответствуют дополнительные определенные ограничения, используемые при моделировании динамики полета:

- горизонтальный крейсерский полет, при котором скорость полета определяется величиной крейсерской скорости как оптимальной из условия минимального километрового расхода топлива;

- горизонтальный крейсерский полет в экономичном режиме, при котором оптимальная скорость полета определяется величиной минимума прямых эксплуатационных расходов как суммы топливных и временных составляющих;

- горизонтальный крейсерский полет с постоянным числом Маха полета, при котором скорость полета определяется в виде фиксированной заданной величины;

- горизонтальный полет с разгоном/торможением, включающий в себя участок изменения скорости между двумя заданными величинами;

- набор высоты с постоянным числом Маха полета, при котором скорость полета определяется в виде фиксированной заданной вели

чины из условия обеспечения минимальной протяженности траектории набора высоты, минимального времени выхода на заданную высоту или минимума прямых эксплуатационных расходов;

– набор высоты с постоянной заданной приборной скоростью, определяемой в виде фиксированной заданной величины из условия обеспечения минимальной протяженности траектории набора высоты, минимального времени выхода на заданную высоту или минимума прямых эксплуатационных расходов;

– снижение с постоянным числом Маха полета, при котором скорость полета определяется в виде фиксированной заданной величины из условия минимума прямых эксплуатационных расходов;

– снижение с постоянной заданной приборной скоростью, определяемой в виде фиксированной заданной величины из условия обеспечения минимума прямых эксплуатационных расходов.

Движение летательного аппарата в воздушной среде и, соответственно, его обтекание воздушным потоком приводит к появлению аэродинамических сил и моментов. При этом описание аэродинамики летательного аппарата в модели его движения как материальной точки рассматривает только формирование сил. Принимается, что летательный аппарат симметричен относительно продольной плоскости, а также в любой момент времени сохраняет устойчивое равновесие в воздушном потоке. Таким образом, его положение относительно воздушного потока определяется только углом атаки — углом между продольной осью и направлением воздушного потока в плоскости симметрии.

Аэродинамическая сила обусловлена появлением перепадов давлений по поверхности обтекаемого тела, а так же наличием трения набегающего потока о поверхность тела. Полная аэродинамическая сила, возникающая в набегающем потоке воздуха, состоит из двух составляющих: подъемной силы и силы лобового сопротивления. Подъемная сила направлена по вертикали вверх относительно набегающего потока, а сила лобового сопротивления — по направлению потока.

Подъемная сила летательного аппарата представляет собой сумму подъемных сил, создаваемых крылом, горизонтальным оперением, фюзеляжем и гондолами двигателей. Однако с достаточной степенью точности принимается, что подъемная сила всего летательного аппарата равна подъемной силе одного крыла при включении в его площадь части площади, занятой фюзеляжем и гондолами двигателей. При том что подъемные силы, создаваемые оставшейся частью фюзеляжа, гондолами двигателей и горизонтальным оперением как правило компенсируют друг друга, включая потери подъемной силы крыла, возникающие вследствие размещения на нем гондол двигателя и крепления его к фюзеляжу.

В общем случае подъемная сила крыла образуется за счет разницы средних избыточных давлений между его нижней и верхней поверхностью. Из уравнения Бернулли для несжимаемого воздуха разность средних избыточных давлений между поверхностями крыла пропорциональна разности между квадратами средних скоростей потока над крылом и под крылом. При определении коэффициента подъемной силы, характеризующего разницу между обтеканиями верхней и нижней поверхностью крыла [6, 7, 8]:

$$\Delta p_w = C_y \rho V^2 / 2, \quad (17)$$

где  $\Delta p_w$  — разность между средними избыточными давлениями под крылом и над крылом;  $V$  — фактическая скорость полета относительно окружающего воздуха;  $\rho$  — плотность воздуха;  $C_y$  — коэффициент подъемной силы.

Соответственно, подъемная сила, вызванная разницей давлений по поверхностям крыла [1, 34, 71]:

$$Y = S C_y \rho V^2 / 2, \quad (18)$$

где  $S$  — расчетная площадь крыла ( $m^2$ ).

Коэффициент подъемной силы зависит от характеристик профиля крыла, его формы и размеров, угла атаки крыла и числа Маха полета.

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки крыла определяется положением крыла относительно набегающего потока, характеристиками профиля крыла, его формой и размерами.

В общем случае коэффициент подъемной силы пропорционален углу атаки при условии расчетного, безотрывного обтекания крыла потоком набегающего воздуха. Таким образом, зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки [6, 7, 8]:

$$C_{y\alpha} = C_{y0} (\alpha - \alpha_0), \quad (19)$$

где  $C_{y\alpha}$  — коэффициент подъемной силы при заданном угле атаки;  $C_{y0}$  — величина зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (1/град);  $\alpha_0$  — угол атаки нулевой подъемной силы (град).

При этом значения коэффициента подъемной силы ограничивается его максимальным заданным значением:

$$C_{y\alpha} < C_{y\max}, \quad (20)$$

где  $C_{y\max}$  — максимальное значение коэффициента подъемной силы.



Максимальное значение коэффициента подъемной силы ограничивает эксплуатационный диапазон углов атаки, в котором обеспечивается безотрывное и плавное обтекание воздушным потоком крыла при дозвуковых скоростях.

Значения величины зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки, угла атаки нулевой подъемной силы и максимального коэффициента подъемной силы являются характеристиками конкретного крыла летательного аппарата.

Влияние на коэффициент подъемной силы крыла сжимаемости воздушного потока учитывается числом Маха полета. Для дозвукового течения набегающего потока воздуха зависимость коэффициента подъемной силы от сжимаемости [6, 7, 8]:

$$C_y = \frac{\Delta p_w}{0,5\rho V^2 \sqrt{1-M^2}}; \quad (21)$$

$$C_y = \frac{C_{y\alpha}}{\sqrt{1-M^2}}, \quad (22)$$

где  $M$  — число Маха полета.

Корректировка коэффициента подъемной силы на сжимаемость есть следствие изменения продольной составляющей скорости потока вдоль крыла при больших скоростях. При этом поправка к продольной составляющей скорости с учетом сжимаемости воздуха:

$$\Delta V_{xw} = V_{xw} \left( \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} - 1 \right), \quad (23)$$

где  $V_{xw}$  — продольная составляющая скорости без учета сжимаемости воздуха;  $\Delta V_{xw}$  — поправка к продольной составляющей скорости с учетом сжимаемости воздуха.

При рассмотрении дозвукового обтекания крыла, с учетом уравнения Бернулли, критическая или максимальная величина коэффициента подъемной силы [6, 7, 8]:

$$C_{yM} = \frac{2}{kM^2} \left( \frac{2+(k-1)M^2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1. \quad (24)$$

Данная величина коэффициента подъемной силы определяет границу докритического, расчетного обтекания крыла.

Таким образом, подъемная сила определяется:

$$Y = C_y S \rho V^2 / 2, \quad (25)$$

$$C_y = C_{y0} \frac{\alpha - \alpha_0}{\sqrt{1-M^2}}. \quad (26)$$

Очевидно, что коэффициенты подъемной силы крыла, как и его расчетная площадь, изменяются при изменении конфигурации крыла выпуском его механизации: закрылков, щитков, предкрылков, интерцепторов.

Лобовое сопротивление летательного аппарата представляет собой сумму сопротивлений его частей, находящихся в потоке воздуха: крыла, горизонтальным и вертикальным оперением, фюзеляжем и гондолами двигателей. Однако с достаточной степенью точности принимается, что лобовое сопротивление всего летательного аппарата складывается из лобового сопротивления крыла и остальных, несущих частей летательного аппарата.

Лобовое сопротивление крыла представляет собой сумму его составляющих: профильного сопротивления, индуктивного сопротивления. Наличие волнового сопротивления, обусловленного появлением сверхзвуковых скоростей при обтекании крыла, в модели не учитывается.

Профильное сопротивление определяется перепадом давлений при обтекании тела с заданным миделевым сечением — проекции тела на плоскость, перпендикулярную набегающему потоку, а также трением, возникающим при обтекании. Величина профильного сопротивления при летных эксплуатационных углах атаки может быть определена через постоянный коэффициент профильного сопротивления и представлена в виде [6, 9, 8]:

$$Q_p = C_{xp} S \rho V^2 / 2, \quad (27)$$

где  $Q_p$  — профильное сопротивление крыла (Н);  $C_{xp}$  — коэффициент профильного сопротивления.

Коэффициент профильного сопротивления зависит от характеристик профиля крыла и степени его шероховатости.

Индуктивное сопротивление определяется приростом лобового сопротивления при создании подъемной силы и обусловлено свойственным для крыла ограниченного размаха перетеканием воздуха из области высокого давления под крылом в область низкого давления над крылом.

Индуктивное сопротивление без учета сжимаемости воздуха рассчитывается [6, 9, 8]:

$$Q_i = YAC_{y\alpha}; \quad (28)$$

$$Q_i = C_{xi}S\rho V^2 / 2; \quad (29)$$

$$C_{xi} = AC_{y\alpha}^2, \quad (30)$$

где  $Q_i$  — индуктивное сопротивление крыла (Н);  $C_{xi}$  — коэффициент индуктивного сопротивления;  $A$  — коэффициент, учитывающий форму крыла в плане и его геометрические размеры.

Лобовое сопротивление несущих частей летательного аппарата может быть определено как:

$$Q_n = C_{ip}S\rho V^2 / 2, \quad (31)$$

где  $Q_n$  — лобовое сопротивление несущих частей летательного аппарата (Н);  $C_{ip}$  — обобщенный коэффициент сопротивления.

Обобщенный коэффициент сопротивления представляет собой суммарный коэффициент сопротивления всех несущих частей летательного аппарата, приведенный к площади крыла. В диапазоне эксплуатационных летных углов атаки значение данного коэффициента принимается как постоянная величина, характерная для данного летательного аппарата и текущей конфигурации [6, 10].

Таким образом, сила лобового сопротивления летательного аппарата определяется:

$$X = C_x S\rho V^2 / 2; \quad (32)$$

$$C_x = (C_{xn} + C_{xp} + AC_{y\alpha}^2), \quad (33)$$

где  $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления.

Влияние на коэффициент сопротивления сжимаемости воздушного потока учитывается числом Маха полета. Для дозвукового течения набегающего потока воздуха зависимость коэффициента сопротивления от сжимаемости может быть с достаточной степенью точности представлена как:

$$C_x = \frac{C_{xn} + C_{xp} + AC_{y\alpha}^2}{\sqrt{1 - 0,2M^2}}. \quad (34)$$

Соответственно, коэффициенты лобового сопротивления изменяются при изменении конфигурации крыла, а также при выпуске шасси.

При описании и составлении модели аэродинамики используются следующие конфигурации летательного аппарата: полетная, взлетная, посадочная; дополнительно при определении лобового сопротивления используется признак выпущенных шасси.

Степень аэродинамического совершенства летательного аппарата определяется значением аэродинамического качества как отношения подъемной силы к силе лобового сопротивления. Достижимое максимальное значение аэродинамического качества соответствует наивыгоднейшему значению угла атаки. При расчете аэродинамических характеристик летательного аппарата значение наивыгоднейшего угла атаки может быть принято как максимальное его расчетное значение при безотрывном обтекании крыла потоком набегающего воздуха. Значения коэффициента подъемной силы и наивыгоднейшего угла атаки, соответствующие максимальному значению аэродинамического качества:

$$C_{y\max} = \sqrt{\frac{C_{xn} + C_{xp}}{A}}; \quad (35)$$

$$\alpha_{\max} = \frac{C_{y\max}}{C_{y0}} + \alpha_0, \quad (36)$$

где  $\alpha_{\max}$  — максимальное значение угла атаки.

Итоговая система уравнений, описывающая модель аэродинамики летательного аппарата, включает в себя 4 уравнения и имеет вид:

$$C_{y\alpha} = C_{y0}(\alpha - \alpha_0); \quad (37)$$

$$C_y = \frac{C_{y\alpha}}{\sqrt{1 - M^2}}; \quad (38)$$

$$Y = C_y S\rho V^2 / 2; \quad (39)$$

$$C_x = \frac{C_{xn} + C_{xp} + A(C_{y0}(\alpha - \alpha_0))^2}{\sqrt{1 - 0,2M^2}}; \quad (40)$$

$$X = C_x S\rho V^2 / 2. \quad (41)$$

В качестве постоянных величин в данной системе уравнений используются:  $C_{y0}$ ,  $C_{y\max}$ ,  $\alpha_0$ ,  $C_{xn}$ ,  $C_{xp}$ ,  $A$ ,  $S$ .

В качестве известных переменных величин используются:  $M$ ,  $\rho$ ,  $V$ .

Неизвестными переменными в данной системе уравнений являются:  $Y$ ,  $X$ ,  $C_y$ .

Постоянные величины уравнений модели аэродинамики конкретного летательного аппарата подлежат определению для трех конфигураций летательного аппарата: полетная, взлетная, посадочная, а значение лобового сопротивления несущих частей летательного аппарата дополнительно для варианта выпущенных шасси.

В частности, коэффициенты  $C_{y0}$ ,  $\alpha_0$ ,  $C_0$ ,  $A$  могут быть определены и скорректированы в полете в результате решения следующей системы дифференциальных уравнений:

$$X = P^* \cos \alpha^* - m^* g \sin \theta^* - m^* \frac{dV^*}{dt}; \quad (42)$$

$$Y = \frac{m^* V^* \frac{d\theta^*}{dt} + m^* g \cos \theta^*}{\cos \gamma^*} - P^* \sin \alpha^*; \quad (43)$$

$$X = \frac{1}{\sqrt{1 - 0,2M^{*2}}} \left( C_{x0} + A(C_{y0}(\alpha^* - \alpha_0))^2 \right) 0,5S\rho^* V^{*2}; \quad (44)$$

$$Y = \frac{C_{y0}(\alpha^* - \alpha_0)}{\sqrt{1 - M^{*2}}} 0,5S\rho^* V^{*2}. \quad (45)$$

Здесь звездочками обозначены параметры, измеряемые бортовым комплексом летательного аппарата в текущий момент времени.

Параметры воздушной среды подлежат определению при принятии, что ее характеристики соответствуют Стандартной атмосфере. То есть воздух представляет собой идеальный газ с жестко заданными параметрами на среднем уровне моря.

В диапазоне принятых эксплуатационных высот до 20000 км Стандартная атмосфера в соответствии с изменением температуры по высоте делится на два слоя: тропосферу до высоты 11000 м и нижнюю стратосферу от 11000 м.

Расчетные характеристики Стандартной атмосферы, приведенные к уровню отсчета, в частности, к уровню моря, с учетом линейной зависимости температуры по высоте, определения скорости звука и решения уравнений, описываемых данную атмосферу, имеют вид [11, 12]:

— давление:

$$p = p_0 \left( 1 + \beta(H_p - H_0) / T_0 \right)^{-g_0 / (R_p \beta)} \quad \text{для тропосферы}; \quad (46)$$

$$p = p_0 \exp \left( -g_0 / (R_p T) (H_p - H_0) \right) \quad \text{для нижней стратосферы}; \quad (47)$$

— температура:

$$T = T_0 + \beta(H_p - H_0) \quad \text{для тропосферы}; \quad (48)$$

$$T = 216,65 \text{ К} \quad \text{для нижней стратосферы}; \quad (49)$$

— плотность:

$$\rho = p / (R_p T), \quad (50)$$

где  $T$  — температура воздуха (К);  $p$  — давление воздуха (Па);  $\rho$  — плотность воздуха (кг/м<sup>3</sup>);  $R_p$  — специфическая газовая постоянная воздуха (287,05287 Дж/(К·кг));  $g_0$  — стандартное ускорение силы тяжести (9,80665 м/с<sup>2</sup>);  $\beta$  — вертикальный температурный градиент в рассматриваемом слое Стандартной атмосферы: в тропосфере  $\beta = -0,0065$  К/м; в нижней стратосфере  $\beta = 0$ ;  $H_p$  — геопотенциальная высота в Стандартной атмосфере (м);  $H_0$  — геопотенциальная высота уровня отсчета в тропосфере Стандартной атмосферы (м);  $T_0$  — температура Стандартной атмосферы на уровне отсчета (К);  $p_0$  — давление Стандартной атмосферы на уровне отсчета (Па).

При отклонениях параметров атмосферы в слое тропосферы на уровне отсчета, в частности, на уровне моря, от параметров Стандартной атмосферы, определяются поправки к высоте как разница между геометрической расчетной высотой над уровнем моря и геопотенциальной высотой Стандартной атмосферы [11, 12].

Поправка по давлению — разница между расчетной высотой по давлению и геопотенциальной высотой Стандартной атмосферы, приведенной к уровню отсчета:

$$\Delta H_p = \frac{T_0}{\beta} \left( \left( \frac{p_0 + \Delta p}{p_0} \right)^{\frac{R_p \beta}{g_0}} - 1 \right). \quad (51)$$

Поправка по температуре — разница между расчетной высотой по давлению и геометрической расчетной высотой при отклонении средней

температуры от Стандартного значения:

$$\Delta H_T = \frac{R_p}{g_0} \ln \left( \frac{p_0 + \Delta p}{p_0} \right) \Delta T, \quad (52)$$

где  $\Delta p$  — разница между фактическим давлением и давлением Стандартной атмосферы на уровне отсчета;  $\Delta T$  — разница между фактической температурой и температурой Стандартной атмосферы на уровне отсчета;  $\Delta H_p$  — высотная поправка по давлению;  $\Delta H_T$  — высотная поправка по температуре.

При отличии фактической температуры от температуры Стандартной атмосферы на уровне отсчета также подлежит корректировке на данную величину и значение расчетной температуры по всем слоям атмосферы:

$$T = T + \Delta T. \quad (53)$$

Геометрическая расчетная высота над уровнем отсчета, приведенная к геопотенциальной высоте уровня отсчета Стандартной атмосферы с учетом того, что отличие геопотенциальной высоты от геометрической не превышает в тропосфере 19 м, а в нижней стратосфере 63 м, определяется как:

$$H = H_p + \Delta H_p - \Delta H_T. \quad (54)$$

где  $H$  — геометрическая высота (м).

В качестве уровня отсчета Стандартной атмосферы принято использовать уровень моря Стандартной атмосферы с параметрами:

$$H_p = 0; \quad (55)$$

$$T_0 = 288,15 \text{ К}; \quad (56)$$

$$p_0 = 101325 \text{ Па}. \quad (57)$$

Параметры ветра в атмосфере, включающие в себя северную меридиональную и восточную зональную составляющие, определяются по текущим измерениям в месте положения летательного аппарата и по известным замерам, интерполяциям и прогнозам в пунктах измерения, близким к траектории полета.

В этом случае прогнозируемое значение составляющих скорости ветра может быть рассчитано методом обратных средневзвешенных расстояний [3]:

$$U = \sum (\lambda_i U_i), \quad (58)$$

где  $U$  прогнозируемое значение скорости ветра (м/с);  $U_i$  — значение соответствующей составляющей скорости ветра на высоте полета для каждого из  $i$  пунктов измерения;  $\lambda_i$  — весовой коэффициент составляющей скорости ветра для каждого из  $i$  пункта измерения, определяемый в зависимости от расстояния от расчетного местоположения летательного аппарата до данного пункта измерения:

$$\lambda = 1/Du_i^2 / \sum (1/D_u)^2, \quad (59)$$

где  $Du_i$  — расчетное расстояния до данного  $i$  пункта измерения (м);  $D_u$  — расчетные расстояния до пунктов измерений (м).

Динамика полета летательного в атмосфере описывается уравнением Бернулли, устанавливающим связь между скоростью движения газа и его давлением, с учетом сжимаемости и наличия прямой зависимости плотности и давления, представляется в виде:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{1}{\rho(p)} dp = \text{const}. \quad (60)$$

Скорость звука в воздухе:

$$a^2 = dp/d\rho. \quad (61)$$

Число Маха:

$$M = V / a. \quad (62)$$

Для нахождения скорости движения, приведенной к уровню моря Стандартной атмосферы, решения уравнения Бернулли представляются в виде [7, 8]:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{(k-1)} \frac{p}{\rho} = \frac{k}{(k-1)} \frac{p + p_v}{(p + p_v)^{1/k}}; \quad (63)$$

$$p_v = p \left[ \left( \frac{k-1}{2} M^2 + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]; \quad (64)$$



$$p_v = p_0 \left( \left( \frac{k-1}{2kR_p T_0} V_p^2 + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right), \quad (65)$$

где  $V$  — фактическая скорость движения относительно окружающего воздуха — истинная воздушная скорость (м/с);  $k$  — адиабатический коэффициент Стандартной атмосферы;  $p_v$  — динамическое давление, равное разнице полного давления заторможенного потока и статического текущего давления (Па);  $a$  — скорость звука (м/с);  $M$  — число Маха;  $V_p$  — приборная скорость — скорость движения, приведенная к уровню моря Стандартной атмосферы.

Соответственно, значение приборной скорости как скорости движения, приведенной к уровню моря Стандартной атмосферы, определяется путем приравнивания значения динамического давления, рассчитанного для текущих условий полета, динамическому давлению, приведенному к уровню моря Стандартной атмосферы.

Итоговая система уравнений, составляющая модель полета летательного аппарата и включающая в себя решение дифференциальных уравнений движения, математические описания аэродинамики полета, состояния воздушной среды, а также алгоритмы управления, корректируемые по фактическим измерениям состояния летательного аппарата, имеет вид:

$$\gamma_c = k_{dz} \frac{dZ}{dt} + k_z Z; \quad (66)$$

$$\Delta\psi = \frac{g \operatorname{tg} \gamma_c}{V} \Delta t; \quad (67)$$

$$n_y = k_{dH} \left( V_{yc} - \frac{dH}{dt} \right); \quad (68)$$

$$V_{yc} = -k_H \Delta H; \quad (69)$$

$$n_x = k_v \Delta V; \quad (70)$$

$$\alpha = \frac{\frac{V}{\cos \gamma} n_y + \frac{g \cos \theta}{\cos \gamma} + \frac{0,5 C_{y0} \alpha_0}{m \sqrt{1-M^2}} S \rho V^2}{n_x + 0,5 \frac{\left( C_x + \frac{C_{y0}}{\sqrt{1-M^2}} \right)}{m S \rho V^2} + g \sin \theta}; \quad (71)$$

$$P_c = \frac{m n_x + 0,5 C_x S \rho V^2 + m g \sin \theta}{\cos \alpha}; \quad (72)$$

$$H_p = H - H_p + \Delta H_T; \quad (73)$$

$$\Delta H_p = \frac{T}{\beta} \left( \left( \frac{p_0 + \Delta p}{p_0} \right)^{\frac{R_p \beta}{g_0}} - 1 \right); \quad (74)$$

$$\Delta H_T = \frac{R_p}{g_0} \ln \left( \frac{p_0 + \Delta p}{p_0} \right) \Delta T; \quad (75)$$

$$T = T_0 + \beta (H_p - H_0) + \Delta T \quad \text{для тропосферы}; \quad (76)$$

$$T = 216,65 \text{ К} + \Delta T \quad \text{для нижней стратосферы}; \quad (77)$$

$$p = p_0 \left( 1 + \beta \frac{H_p - H_0}{T_0} \right)^{\frac{g_0}{R_p \beta}} \quad \text{для тропосферы}; \quad (78)$$

$$p = p_0 \exp \left( - \frac{g_0 (H_p - H_0)}{(R_p T)} \right) \quad \text{для нижней стратосферы}; \quad (79)$$

$$\rho = \frac{p}{R_p T}; \quad (80)$$

$$M = \frac{V}{\sqrt{\frac{k p}{\rho}}}; \quad (81)$$

$$V_p = \sqrt{576,3 k R_p \left( \left( \frac{p}{101325} \left( \left( \frac{k-1}{2} M^2 + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right) + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} + 1 \right) \frac{1}{k-1}}; \quad (82)$$

$$C_y = C_{y0} \frac{\alpha - \alpha_0}{\sqrt{1-M^2}}; \quad (83)$$

$$Y = C_y S \rho V^2 / 2; \quad (84)$$

$$C_x = \frac{1}{\sqrt{1-0,2M^2}} (C_{xn} + C_{xp} + A(C_{Y0}(\alpha - \alpha_0))^2); \quad (85)$$

$$X = C_x S \rho V^2 / 2; \quad (86)$$

$$\gamma = \arcsin \left( \frac{\frac{mV\Delta\psi}{\Delta t} \cos \theta}{P \sin \alpha + 0,5C_{Y0} \frac{\alpha - \alpha_0}{\sqrt{(1-M^2)}} S \rho V^2} \right); \quad (87)$$

$$V_i = V_{i-1} + \frac{P \cos \alpha - X - mg \sin \theta}{m} \Delta t; \quad (88)$$

$$\theta_i = \theta_{i-1} + \frac{(P \sin \alpha + Y) \cos \gamma - mg \cos \theta}{mV} \Delta t; \quad (89)$$

$$\psi_i = \psi_{i-1} + \left( \frac{(P \sin \alpha + Y) \sin \gamma}{\frac{\cos \theta}{mV}} \right) \Delta t; \quad (90)$$

$$H_i = H_{i-1} + V \sin \theta \Delta t; \quad (91)$$

$$B_i = B_{i-1} + \frac{V \cos \theta \cos \psi + U_n}{Q} \Delta t; \quad (92)$$

$$L_i = L_{i-1} + \frac{V \cos \theta \sin \psi + U_e}{G \cos B} \Delta t; \quad (93)$$

$$m_i = m_{i-1} - G_i \Delta t. \quad (94)$$

В данной системе не учитывается модель описания двигателя воздушного судна, выходящая за рамки данной работы.

Решение указанной системы совместно с моделью двигателя позволяет однозначно определить прогнозируемые параметры летательного аппарата при полете по заданному маршруту. К числу таких параметров относятся: трехмерное представление траектории полета от текущего местоположения до аэродрома посадки, время полета характерных точек маршрута, оценка остатка топлива по маршруту.

### 3. Результаты оценки метода прогноза параметров полета

Оценка предложенных для использования в бортовых вычислительных системах воздушного судна метода прогноза параметров полета, основанного на математическом моделировании полета воздушного судна по заданной траектории, осуществлялась путем сравнения результатов, полученных с использованием представленного математического аппарата, с результатами, полученными при выполнении экспериментальной натурной работы.

Экспериментальная натурная работа осуществлялась на дозвуковом воздушном судне категории В ИКАО с турбореактивными двухконтурными двигателями.

Рассматриваемая фактическая траектория полета летательного аппарата, реализованная в ходе выполнения экспериментальной натурной работы, представлена на рисунке 2.

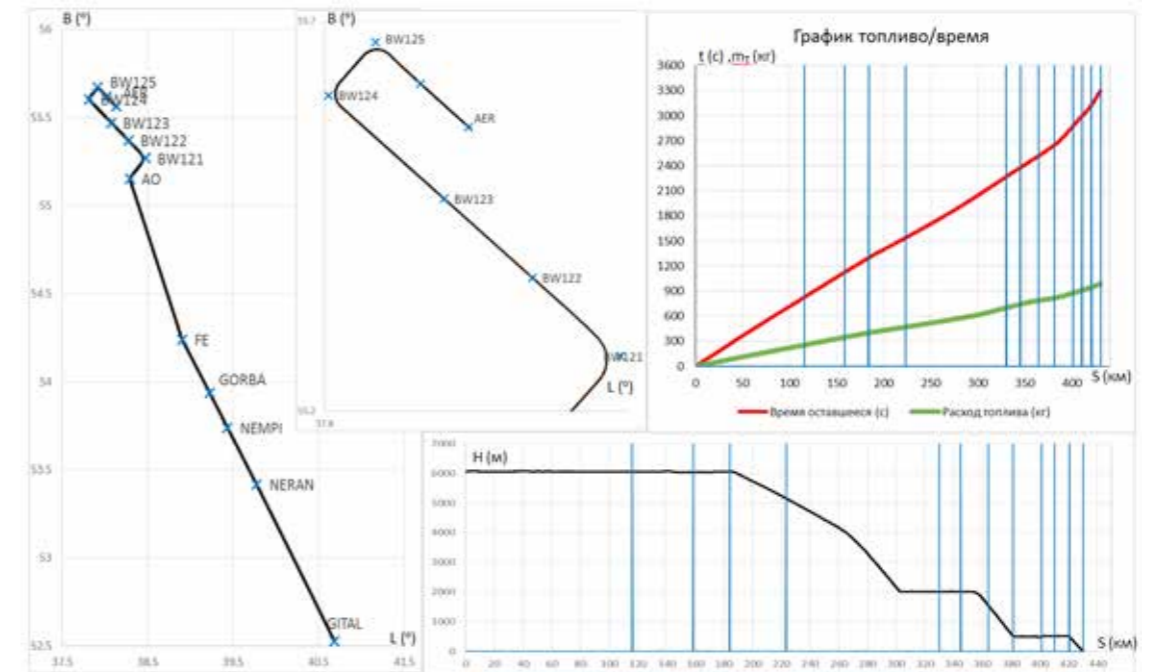


Рис. 2. Четырехмерная траектория полета и захода на посадку, полученная в натурном эксперименте

Траектория включает в себя участок горизонтального полета с последующим снижением и заходом воздушного судна на посадку на аэродром Раменское. Суммарная протяженность траектории составляет 450 км. Укрупненно выделен участок захода на посадку, а также представлен реализованный вертикальный профиль траектории полета

воздушного судна в зависимости от пройденного пути, рассматриваемого от точки отсчета, обозначенной как GITAL. На графике «Топливо-время» представлено фактическое время прохождения воздушным судном траектории и расход топлива в зависимости от пройденного пути, также определенные по отношению к точке отсчета GITAL. Вертикальными стрелками отмечены моменты прохождения всех точек пути.

Результаты функционирования предложенного метода прогнозирования, основанного на представленной математической модели, приведены на рисунке 3.

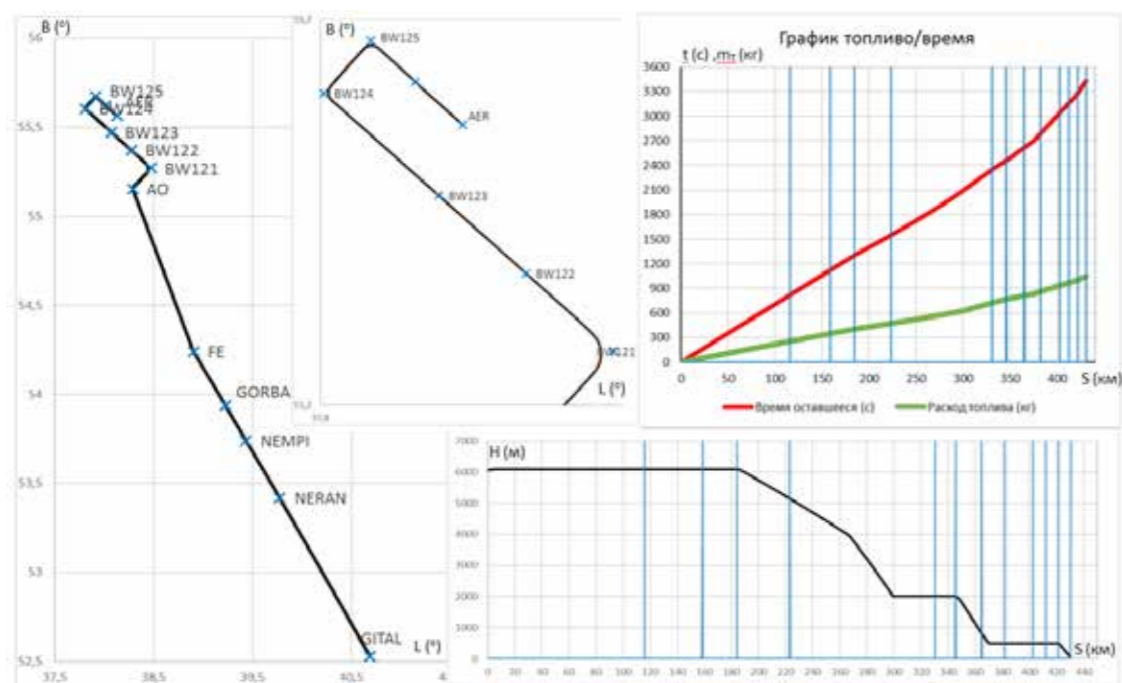


Рис. 3. Прогноз четырехмерной траектории полета, полученный в момент пролета точки GITAL и осуществленный с использованием предложенного метода

Прогноз траектории и решение топливно-временной задачи осуществлялось также на момент пролета воздушным судном точки GITAL. Показана прогнозируемая траектория полета воздушного судна в горизонтальной плоскости, прогнозируемый профиль полета и расчет времени прохождения воздушным судном траектории с оценкой расхода топлива.

Сравнение полученных на основе представленного метода прогноза топливных, временных и траекторных параметров полета воздушного судна с фактическими результатами натурной работы на объекте позволяет утверждать, что прогнозируемая траектория, построенная

с использованием предложенного подхода, аппроксимирует трехмерную конфигурацию траектории полета воздушного судна с повышенной точностью.

В части решения топливно-временной задачи использование представленного метода прогноза топливных, временных и траекторных параметров полета воздушного судна, основанного на моделировании движения летательного аппарата по заданному маршруту, также позволяет осуществлять более точную оценку времени прохождения воздушным судном траектории и расхода топлива при выполнении полета. Сравнительные оценки погрешностей расчета времени прибытия воздушного судна по точкам маршрута и расхода топлива, полученные при решении топливно-временной задачи, а также погрешностей, полученных при использовании существующих методов, приведены на рисунке 4.

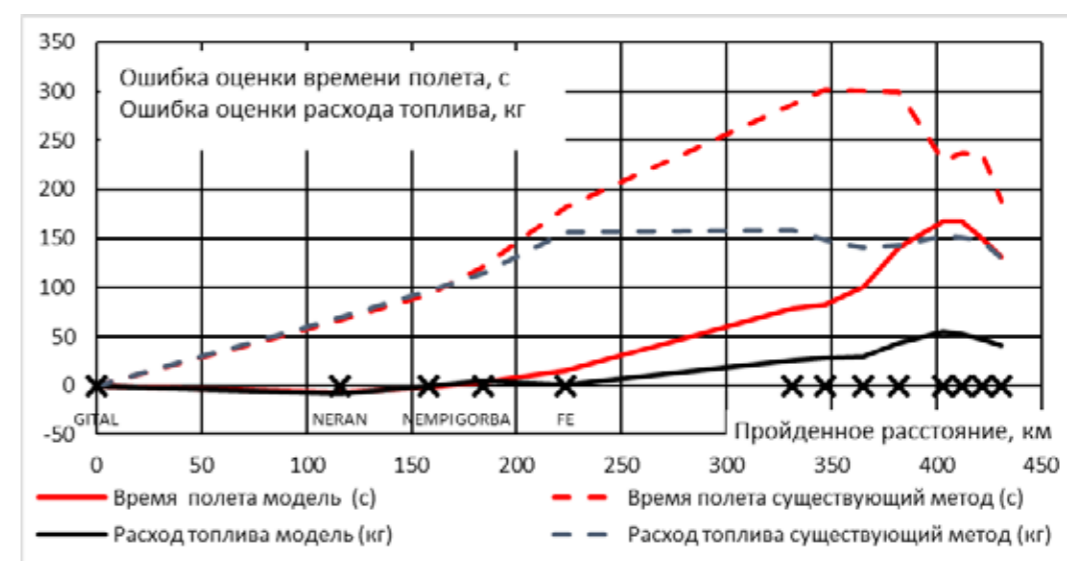


Рис. 4. Сравнительные оценки погрешностей расчета времени прибытия воздушного судна и расхода топлива, полученные при решении топливно-временной задачи

Анализ полученных результатов убедительно показывает преимущество предложенного метода прогноза топливных, временных и траекторных параметров полета воздушного судна, основанного на моделировании движения летательного аппарата по заданному маршруту, позволяющего повысить точность расчета времени прохождения траектории и расхода топлива.

Вместе с тем проведенный анализ результатов моделирования позволяет определить приемлемый временной интервал прогнозирования участков траектории, актуальный для коррекции времени прибытия воздушного судна в заданную точку.

Путем сравнения результатов, полученных с использованием предложенного метода прогноза топливных, временных и траекторных параметров полета воздушного судна, с результатами натурной работы на объекте определена длительность интервала прогнозирования траектории, составляющая 20 мин. Погрешность определения времени прохождения траектории на данном интервале не превышает 1%.

### Заключение

Предложенный метод прогноза топливных, временных и траекторных параметров полета воздушного судна, основанный на моделировании движения летательного аппарата по заданному маршруту, обеспечивает повышенную точность определения траектории полета, временных и топливных затрат при модификациях и оперативных изменениях базового маршрута полета. При этом данный метод обладает универсальностью в плане использования на разных типах воздушных судов. Моделирование движения летательного аппарата включает в себя комплекс алгоритмов, описывающих объединенные в единый процесс модели воздушной среды, аэродинамики и системы управления полетом, включая модель двигательной установки.

В зависимости от этапа полета (взлет, набор высоты, горизонтальный полет, разгон, торможение, снижение, посадка) при моделировании полета подлежат расчету следующие текущие характеристики полета воздушного судна:

- координаты местоположения;
- высота;
- время прибытия;
- количество израсходованного топлива.

Прогноз параметров полета воздушного судна реализуется в программно-математическом обеспечении бортовых комплексов летательных аппаратов в виде отдельного модуля, входящего в состав функционального программного обеспечения информационной поддержки экипажа. Результаты, полученные при функционировании данного программного модуля, используются в качестве основы для построения прогнозируемой траектории полета воздушного судна, а также для оценки расхода топлива и времени прибытия, предъявляемых в совокупности для отображения на бортовых индикаторах кабины экипажа.

### Литература

1. Аэромеханика полета. Динамика самолета: Учебник для авиационных вузов — 2-е изд., перераб. и доп. / Бочкарев А. С., Андреевский В. В., Белоконов В. М. и др. Под ред. Бочкарева А. С. и Андреевского В. В. — М.: Машиностроение, 1985. — 360 с.
2. Торенбик. Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. / Э. Торенбик, пер. Е. П. Голубков. — М.: Машиностроение, 1983. — 648 с.
3. Shukalov, A. Time guidance in the navigational complexes of aircraft / A. Shukalov, O. Zharinov, M. Kostishin, V. Markelov, M. Trushkin // International review of aerospace engineering. — 2018. — vol. 11. — №4. — PP. 170–175.
4. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. / О. А. Бабич. — М.: Машиностроение, 1991. — 512 с.
5. Бортовые системы управления полетом / Ю. В. Байбородин, В. В. Дабкин, Е. Г. Сменковский и др. М.: Транспорт, 1975. — 336 с.
6. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г. А. Колесников, В. К. Марков, А. А. Михайлюк и др. Под ред. Г. А. Колесникова. — М.: Машиностроение, 1993. — 544 с.; ил.
7. Мхитарян А. М. Аэродинамика. / А. М. Мхитарян. — М. «Машиностроение», 1976. — 448 с.
8. Houghton E. L. Aerodynamics for engineering students / E. L. Houghton, P. W. Carpenter. — Butterworth Heinemann, 2003. — 608 p.
9. Бюшгенс Г. С. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Г. С. Бюшгенс. — Москва; Пекин, изд. ЦАГИ и Авиаиздательства КНР, 1995. — 772 с.



10. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. Под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
11. Матвеев Л. Т. Курс общей метеорологии. Физика атмосферы / Л. Т. Матвеев. — Л.: «Гидрометеиздат», 1984. — 752 с.
12. Doc 7488/3. Руководство по стандартной атмосфере ИКАО. Третье издание. — Монреаль: ИКАО, 1993. — 305 с.

УДК 629.7.058

## АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫХОД САМОЛЕТА НА ЗАДАННУЮ ВЫСОТУ ПОЛЕТА ПО ТРЕБОВАНИЯМ СОКРАЩЕННОГО МИНИМУМА ВЕРТИКАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ

*Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, д. т. н., профессор,  
Александра Сергеевна ЮРЧЕНКО  
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»  
E-mail: inbox@aomiea.ru*

*В статье рассматривается способ автоматического выхода на заданную высоту эшелона с учетом требований к сокращенному минимуму вертикального эшелонирования, предусматривающему переход на новый эшелон с выдерживанием рекомендованной федеральными авиационными правилами вертикальной скорости до 7-8 м/с за 300 метров подхода к заданной высоте полета. По методу обратных задач динамики синтезирован контур вертикальной скорости с последующим безударным переходом на режим стабилизации высоты. Предложен подход формирования заданной высоты полета с темпом требуемой вертикальной скорости при смене эшелона на 300 – 600 м в контуре астатической стабилизации высот. Приведены результаты моделирования маневров тяжелого самолета для обеспечения сокращенного минимума эшелонирования.*

***Ключевые слова:** вертикальное эшелонирование, сокращенный минимум, вертикальная скорость, астатическая стабилизация высот, динамическая система, желаемые характеристики.*

## AUTOMATIC ALTITUDE CAPTURE ACORDING TO RVSM REQUIREMENTS

*Vladimir E. KULIKOV, D. Sc. in Engineering, professor,  
Aleksandra S. YURCHENKO  
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC  
E-mail: inbox@aomiea.ru*

*The article considers the technique of automatic flight level altitude capture with regard to Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM) requirements, which provide the transition to a new flight level at recommended by federal aviation regulations vertical speed of up to 7-8 m/s in 300 m before approaching the predetermined altitude. Vertical speed loop with the following bumpless transition to altitude hold mode is synthesized according to inverse dynamic problem method. The approach to predetermined altitude generation with desired vertical speed during flight level change at 300 - 600 m in astatic altitude hold loop is proposed. The article presents the results of heavy aircraft maneuvers modeling to provide the RVSM.*

***Keywords:** vertical separation, reduced minimum, vertical speed, astatic altitude hold, dynamic system, desired performance.*

Построение системы автоматического выхода самолета на заданный эшелон полета предусматривает применение режима стабилизации скорости с управлением через руль высоты при максимальной тяге двигателей. Переходное движение при подходе к заданной высоте полета формируется по принципу [1] уменьшения абсолютной величины вертикальной скорости до околонулевых значений с переходом на режим стабилизации высоты. Применение этого метода позволяет осуществлять плавное вписывание самолета на заданную высоту с минимальным перерегулированием из любых значений вертикальной скорости набора/снижения.

Одновременно существует задача смены вертикального эшелона при пилотировании по сокращенному минимуму вертикального эшелонирования RVSM (Reduced vertical separation minima), принятому в Международной организации гражданской авиации ИКАО (ICAO) [2]. Начиная с 2012 года, минимум RVSM принят на территории РФ для гражданских судов с введением Федеральными Авиационными Правилами [3] вертикального минимума эшелонирования между эшелонами перехода (ЭП) №290 (8850 м) и ЭП №410 (12500 м). Согласно Правилам, при выборе вертикальной скорости набора/снижения при полете по сокращенным интервалам вертикального эшелонирования RVSM рекомендуется придерживаться ограничения вертикальной скорости не более 7 м/с за 300 метров до заданного эшелона. В том числе такая рекомендация дается для предупреждения срабатывания бортовой системы предупреждения столкновений (TCAS). В процессе автоматического набора высоты экипаж воздушного судна за 1000 ft (300 м) до заданного эшелона должен переводить самолет в режим управления «Вертикальная скорость» и устанавливать вертикальную скорость 5–7 м/с. Такой маневр требует от экипажа выключения режима «Выход на эшелон» и подключения режима «Вертикальная скорость» с ручной выставкой ее заданного значения, которое можно уменьшать при подходе к эшелону. Эти действия обеспечивают комфортность для пассажиров при уменьшении абсолютной величины вертикальной скорости до 1,5–2 м/с с избыточной нормальной перегрузкой не более 0,1–0,15. В современных системах автоматического управления (САУ) пассажирских самолетов это требование учтено в алгоритмах управления для плавного выхода самолета на заданную высоту.

Задачей настоящей работы является исключение дополнительных действий экипажа для обеспечения полета по RVSM с полной автоматизацией, предусматривающей только установку нового эшелона на пульте управления САУ и безопасного выполнения требований по вертикальному минимуму эшелонирования 300 м для всех эксплуатационных высот применения самолета.

Тогда уточненные требования к автоматическому режиму выхода на заданный эшелон в полетах в пространстве с RVSM можно сформулировать следующим образом:

- обеспечение вертикальной скорости подхода к эшелону не более 5–7 м/с;

- обеспечение плавного вписывания на заданную высоту с уменьшением вертикальной скорости до 1,5 м/с.

Здесь и далее величины вертикальных скоростей указываются по модулю, если конкретно не оговорены условия набора высоты или снижения.

С учетом этих требований проведем аналитический синтез алгоритма автоматического управления, обеспечивающего требования сокращенного минимума эшелонирования, в следующих трех вариантах применения режима выхода самолета на заданный эшелон.

1. Полет в режиме стабилизации «Вертикальная скорость» с последующим автоматическим уменьшением вертикальной скорости до 5–7 м/с при подходе за 300 метров до заданного эшелона полета. Выход на заданную высоту с вертикальной скоростью до 1,5 м/с осуществляется с помощью подключенного с упреждением астатического режима стабилизации высоты.

2. Полет в режиме «Выход на эшелон» с переходом на астатический алгоритм стабилизации высоты при достижении текущей высоты  $H = H_{\text{эш}} - 300$  м в наборе ( $H = H_{\text{эш}} + 300$  м в снижении) с динамическим переопределением заданной высоты с темпом ее изменения 5–7 м/с, при котором возможно плавное уменьшение вертикальной скорости до 1,5 м/с при вписывании на эшелон.

3. Перевод самолета со стабилизируемого эшелона (при  $V_y = 0$ ) на смежный эшелон с использованием алгоритма астатической стабилизации высоты («Стаб. Н») при динамическом способе формирования заданной высоты.

Варианты №1 и №2 представляет собой конечный этап выхода на эшелон. При этом в первом случае скорость полета всегда стабилизируется с помощью автомата тяги, а во втором происходит переход на управление автоматом тяги из управления скоростью через руль высоты, который применяется в стандартном режиме выхода на эшелон.

В варианте №3 так же, как и в варианте №2, используется способ формирования заданной высоты в ограниченном диапазоне приращения высоты 300–600 м в виде динамического (а не «скачком») изменения заданной высоты, соответствующего вертикальной скорости RVSM.

Рассмотрим контур стабилизации вертикальной скорости  $V_y$  варианта №1 для отработки располагаемой вертикальной скорости полета,

который обеспечивает решение задачи RWSM без перенастройки параметров при изменении заданного значения  $V_y^{\text{зад}}$  на его входе (рис. 1). Рассматриваемый контур обеспечивает заданные желаемые динамические характеристики при известных параметрах контура обработки нормальной перегрузки и обладает свойством инвариантности к изменению высоты и скорости полета.

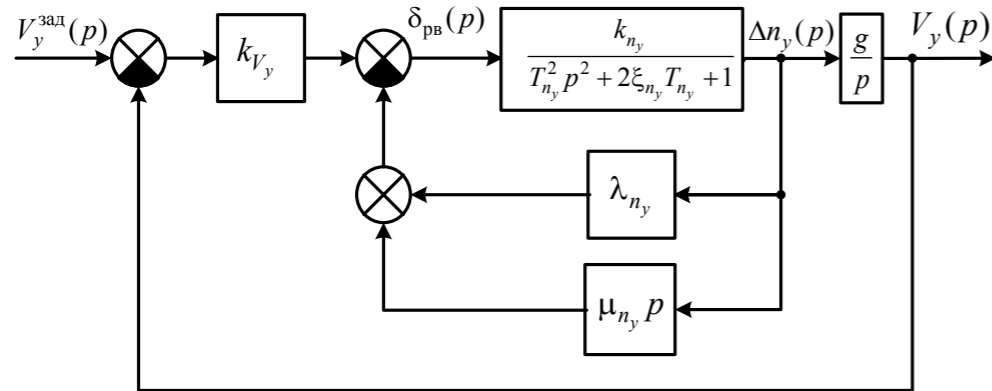


Рис. 1. Структурная схема контура стабилизации вертикальной скорости

Схема составлена с учетом следующих практически обоснованных допущений: нормальная перегрузка в скоростной системе координат при малых значениях угла атаки близка к соответствующей перегрузке в связанной системе координат, при малых величинах (до  $10^\circ$ ) угла наклона траектории  $\cos \theta \approx 1$ . Поэтому приращение перегрузки, вызывающее изменение вертикальной скорости, определяется как  $\Delta n_y = n_y - 1$ .

Передаточная функция системы (рис. 1) имеет следующий вид:

$$W_{V_y}^{V_y^{\text{зад}}}(p) = \frac{gk_{V_y}k_{n_y}}{T_{n_y}^2 p^3 + (2\xi_{n_y}T_{n_y} + \mu_{n_y}k_{n_y})p^2 + (1 + k_{n_y}\lambda_{n_y})p + gk_{V_y}k_{n_y}}. \quad (1)$$

Покажем теоретическое обоснование выбора представленной структуры замкнутой системы стабилизации  $V_y$  и способ определения коэффициентов САУ  $k_{V_y}, \lambda_{n_y}, \mu_{n_y}$  по методу обратных задач динамики [4].

В модель объекта управления входит модель контура обработки перегрузки  $n_y$  в виде динамического звена второго порядка и интегратор для получения вертикальной скорости полета  $V_y$ . Здесь  $k_{n_y}$  — коэффициент эффективности руля высоты по перегрузке,  $T_{n_y}$  — постоянная времени контура обработки перегрузки,  $\xi_{n_y}$  — относительный коэффициент затухания по перегрузке. Таким образом, объект управления имеет третий порядок.

Для замкнутого контура третьего порядка введем в рассмотрение характеристический полином

$$(T_1 p + 1)(T_2^2 p^2 + 2\xi_2 T_2 p + 1) = T_1 T_2^2 p^3 + (T_2^2 + 2T_1 \xi_2 T_2) p^2 + (T_1 + 2\xi_2 T_2) p + 1 \quad (2)$$

с желаемыми параметрами:  $T_1, T_2$  — назначаемые постоянные времени,  $\xi_2$  — заданный относительный коэффициент затухания.

Для сравнения характеристического полинома передаточной функции (1) с развернутым желаемым полиномом (2) приведем полином (1) к одинаковой структуре с полиномом (2), получим

$$\frac{T_{n_y}^2}{gk_{V_y}k_{n_y}} p^3 + \frac{2\xi_{n_y}T_{n_y} + \mu_{n_y}k_{n_y}}{gk_{V_y}k_{n_y}} p^2 + \frac{1 + k_{n_y}\lambda_{n_y}}{gk_{V_y}k_{n_y}} p + 1. \quad (3)$$

Потребуем равенства коэффициентов при одинаковых степенях переменной  $p$  полиномов (2) и (3). Так как в полиноме содержится три назначаемых желаемых параметра, то понятно, для получения одинакового поведения синтезируемой системы с его желаемой модели потребовалось введение третьей обратной связи по производной перегрузки. Это позволяет осуществить распределение неизвестных коэффициентов обратных связей по всем коэффициентам характеристического полинома и произвести их сравнение. Получим систему из трех уравнений относительно искомым параметров  $k_{V_y}, \lambda_{n_y}, \mu_{n_y}$ , а именно

$$\begin{cases} T_1 T_2^2 = \frac{T_{n_y}^2}{gk_{n_y}k_{V_y}}, \\ T_2^2 + 2\xi_2 T_1 T_2 = \frac{k_{n_y}\mu_{n_y} + 2\xi_{n_y}T_{n_y}}{gk_{n_y}k_{V_y}}, \\ T_1 + 2\xi_2 T_2 = \frac{k_{n_y}\lambda_{n_y} + 1}{gk_{n_y}k_{V_y}}. \end{cases} \quad (4)$$

Найдем решение системы уравнений (4):

$$\begin{aligned} k_{V_y} &= \frac{T_{n_y}^2}{gk_{n_y}T_1T_2^2}, \\ \lambda_{n_y} &= \frac{2\xi_2T_2T_{n_y}^2 - T_1T_2^2 + T_1T_{n_y}^2}{k_{n_y}T_1T_2^2}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\mu_{n_y} = \frac{T_2 T_{n_y}^2 + 2\xi_2 T_1 T_{n_y}^2 - 2\xi_{n_y} T_{n_y} T_1 T_2}{k_{n_y} T_1 T_2}. \quad (5)$$

В выражениях (5) известными являются параметры контура обработки перегрузки  $k_{n_y}$ ,  $\xi_{n_y}$  и  $T_{n_y}$ , а назначаемыми — величины параметров  $T_1$ ,  $T_2$ ,  $\xi_2$  желаемого полинома (2).

Тогда, с учетом (5), закон обратной связи по рулю высоты для режима стабилизации вертикальной скорости будет иметь вид

$$\delta_{PB} = k_{V_y} (V_y^{\text{зад}} - V_y) + \lambda_{n_y} (n_y - 1) + \mu_{n_y} \dot{n}_y. \quad (6)$$

Покажем на примере тяжелого самолета, имеющего при автоматическом управлении контур перегрузки с параметрами  $T_{n_y} = 0,6$  с,  $\xi_{n_y} = 0,75$ ,  $k_{n_y} = 0,08 \frac{1}{\text{градус} \delta_{PB}}$ , как можно разместить желаемые корни замкнутого контура управления вертикальной скорости. Для этого зададим параметры желаемого полинома (2)  $T_1 = T_2 = 0,7$  с,  $\xi_2 = 0,7$  и по формулам (5) найдем передаточные числа закона обратной связи (6):

$$k_{V_y} = 1,34 \frac{\text{градус} \delta_{PB} \cdot \text{с}}{\text{м}}, \quad \lambda_{n_y} = 9,54 \text{градус} \delta_{PB}, \quad \mu_{n_y} = 4,18 \text{градус} \delta_{PB} \cdot \text{с}. \quad (7)$$

Вопросом, требующим решения для применения закона управления (6), является вопрос оценки неизмеряемой производной нормальной перегрузки. Для получения производной применим фильтр второго порядка с передаточной функцией, в которой порядок числителя на одну единицу меньше порядка полинома знаменателя. Такое построение фильтра с оценкой производной входного сигнала является минимально необходимым для обеспечения свойства физической реализуемости линейной цепи с неопережающим откликом фильтра [5], то есть импульсная и переходная характеристики фильтра должны быть равны нулю при  $t < 0$ . Введем в рассмотрение физически реализуемый фильтр с получением производной зашумленного сигнала датчика перегрузки:

$$W_{\Delta \tilde{n}_y}^{\Delta n_y}(p) = \frac{1}{T_f^2 p^2 + 2\xi_f T_f p + 1}, \quad W_{\tilde{n}_y}^{\Delta n_y}(p) = \frac{p}{T_f^2 p^2 + 2\xi_f T_f p + 1}, \quad (8)$$

где  $T_f$  — постоянная времени и  $\xi_f$  — относительный коэффициент затухания фильтра датчика перегрузки. Фильтр (8) легко реализуется с применением только интеграторов. Выходной сигнал — это фильтрованное приращение перегрузки  $\Delta \tilde{n}_y$ , вход конечного интегратора — производная фильтрованной перегрузки  $\tilde{n}_y$ .

Проведем сравнение работы контура стабилизации вертикальной скорости (рис. 1) с идеальной обратной связью по перегрузке  $(\lambda_{n_y} + \mu_{n_y} p) \Delta n_y(p)$  и физически реальной обратной связью с восстановленной производной в виде

$$\frac{\lambda_{n_y} + \mu_{n_y} p}{T_f^2 p^2 + 2\xi_f T_f p + 1} \Delta n_y(p). \quad (9)$$

При сравнении сохраним передаточные числа (7) для обоих вариантов обратных связей по перегрузке: идеальной (6) и реальной (9). При этом система с фильтром (9) становится системой пятого порядка, а именно

$$\begin{aligned} \tilde{W}_{V_y}^{V_y^{\text{зад}}}(p) &= \frac{T_f^2 p^2 + 2\xi_f T_f p + 1}{a_5 p^5 + a_4 p^4 + a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + 1}, \\ a_5 &= \frac{T_{n_y}^2 T_f^2}{gk_{V_y} k_{n_y}}, \quad a_4 = \frac{2T_f T_{n_y} (\xi_{n_y} T_f + \xi_f T_{n_y})}{gk_{V_y} k_{n_y}}, \quad a_3 = \frac{T_{n_y}^2 + T_f^2 + 4\xi_f T_f \xi_{n_y} T_{n_y}}{gk_{V_y} k_{n_y}}, \\ a_2 &= \frac{k_{n_y} (gk_{V_y} T_f^2 + \mu_{n_y}) + 2\xi_f T_f + 2\xi_{n_y} T_{n_y}}{gk_{V_y} k_{n_y}}, \quad a_1 = \frac{k_{n_y} (2gk_{V_y} \xi_f T_f + \lambda_{n_y}) + 1}{gk_{V_y} k_{n_y}}. \end{aligned} \quad (10)$$

На рис. 2 (стр. 72) показаны оба процесса обработки  $V_y$  идеальной системой с передаточной функцией (1)  $W_{V_y}^{V_y^{\text{зад}}}(p)$  и реальной системой (10)  $\tilde{W}_{V_y}^{V_y^{\text{зад}}}(p)$  с параметрами фильтра  $T_f = 0,2$  с,  $\xi_f = 0,7$  при переходе самолета в наборе высоты с вертикальной скорости 10 м/с на сниженное значение  $V_y = 5$  м/с, требуемое по правилам RVSM.

Как следует из графиков (рис. 2), переходные движения по вертикальной скорости полета и по приращениям нормальной перегрузки для идеального и реального контуров стабилизации  $V_y$  близки между собой, а времена переходных процессов практически совпадают. Это дает основание проводить синтез контура вертикальной скорости по соотношениям (5) идеального контура с проверкой поведения системы при формировании оценки производной по перегрузке (8). При этом основным параметром, влияющим на качество процессов, является постоянная времени фильтра  $T_f$ , выбор величины которой зависит от уровня шумовой составляющей измеряемой датчиком перегрузки.



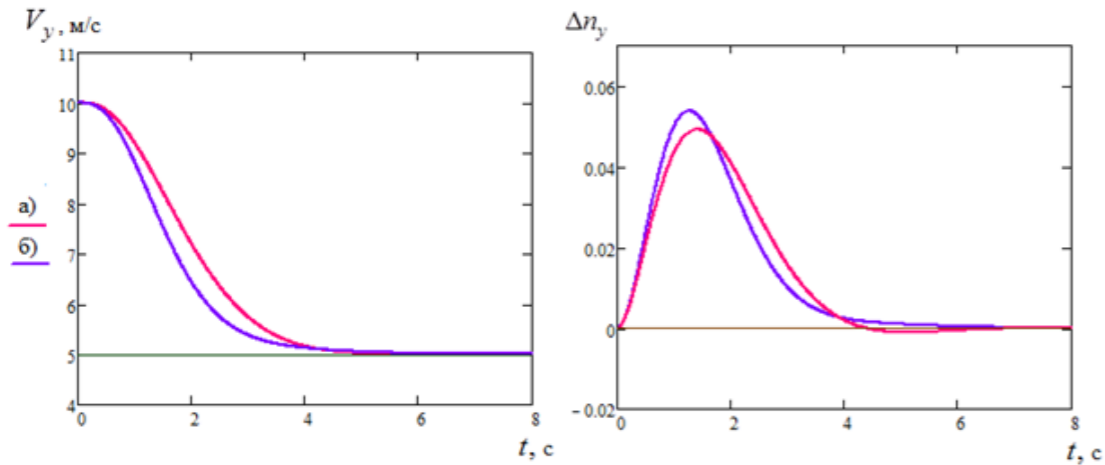


Рис. 2. Переходные процессы обработки вертикальной скорости по требованиям RVSM: а) идеальной системой, б) реальной системой с фильтром перегрузки

Кроме того, заметим, что применение режима «Вертикальная скорость» в целях обеспечения требованиям RVSM справедливо для диапазона располагаемой вертикальной скорости, определяемой запасом по тяге двигателей при стабилизации заданной скорости полета самолета с помощью автомата тяги.

Рассмотрим далее решение задачи RVSM для вариантов №2, 3 с применением режима астатической стабилизации высоты для выполнения вертикального маневрирования между эшелонами, с разностью высот между ними 300 – 600 м. Ранее полученный ПИ-Д регулятор для контура астатической стабилизации высоты [6], с учетом звена обработки перегрузки, имеет передаточную функцию

$$W_H^{H_{\text{зад}}}(p) = \frac{(k_{\Delta H} p + k_{\text{и}}) g}{T_{n_y}^2 p^5 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p^4 + p^3 + gk_{V_y} p^2 + gk_{\Delta H} p + gk_{\text{и}}}, \quad (11)$$

где  $k_{V_y}, k_{\Delta H}, k_{\text{и}}$  — передаточные коэффициенты обратной связи по вертикальной скорости, отклонению и интегралу отклонения по высоте астатического контура стабилизации высоты;  $T_{n_y}, \xi_{n_y}$  — постоянная времени и относительный коэффициент затухания контура обработки перегрузки.

Закон управления режима «Стаб. Н» системы (11) имеет вид

$$\Delta n_y^{\text{зад}}(p) = k_{\Delta H} \Delta H(p) + \frac{k_{\text{и}}}{p} \Delta H(p) - k_{V_y} V_y(p). \quad (12)$$

Основной задачей корректировки эшелона будем считать задачу автоматического перехода самолета с некоторого эшелона  $H_0$  установившегося полета (вариант №3) на смежный эшелон  $H_0 \pm \Delta H_{RVSM}$

без отключения режима «Стаб. Н». Это означает, что для нового заданного значения высоты, например  $H_{\text{зад}} = H_0 + 300$  м, контур (11) начнет обработку новой высоты, заданной экипажем, из нулевых начальных условий. Тогда обработка приращения высоты будет эквивалентна по переходному процессу движению из тривиального равновесного состояния  $H_0 = 0, V_{y_0} = 0$  при  $t_0 = 0$ .

Будем подавать сигнал управления для вывода самолета на заданное значение вертикальной скорости  $V_y^{RVSM}$  в виде

$$H_{\text{зад}} = \dot{H}_{\text{зад}} \cdot \tau_1, \quad \tau_1 = t - t_0, \quad t \in (t_0, t_1), \quad \dot{H}_{\text{зад}} = V_y^{RVSM}, \quad (13)$$

где  $V_y^{RVSM}$  — заданная, ограниченная по требованиям RVSM вертикальная скорость полета самолета,  $t_1, \tau_1$  — время и соответствующий интервал времени нахождения самолета на максимальной по величине вертикальной скорости  $V_y^{RVSM}$ .

Тогда после преобразования Лапласа входного сигнала (13) переходное движение по высоте выхода на заданную вертикальную скорость и полета с этой скоростью имеет вид

$$H_1(t) \doteq \frac{V_y^{RVSM}}{p^2} \cdot W_H^{H_{\text{зад}}}(p), \quad \text{при } t \in (0, t_1). \quad (14)$$

Для передаточной функции (11) с параметрами

$$T_{n_y} = 1\text{с}, \xi_{n_y} = 0,7, \quad k_{\text{и}} = 0,00077 \text{ м}^{-1} \cdot \text{с}, \quad k_{\Delta H} = 0,008 \text{ м}^{-1}, \quad k_{V_y} = 0,04 \text{ м}^{-1} \cdot \text{с}^{-1}, \quad (15)$$

соответствующими характеристикам быстродействующего контура обработки высоты полета тяжелого самолета, переходный процесс  $H_{\text{тек}}(t) = H_1(t)$  (14) выхода на заданную вертикальную скорость  $V_y^{RVSM} = 7$  м/с из горизонтального полета по способу (13) формирования динамического входного сигнала заданной высоты показан на рис. 3 (стр. 74).

Как видно из процесса (рис. 3), самолет на двадцатой секунде набора высоты высокоточно выходит на заданное значение вертикальной скорости в подтверждение того, что система (11) является системой второго порядка астатизма. Это означает, что обработка заданной скорости регулируемой координаты осуществляется с нулевой ошибкой управления после прохождения переходного процесса, определяемого динамическими характеристиками системы (11) с коэффициентами (15).

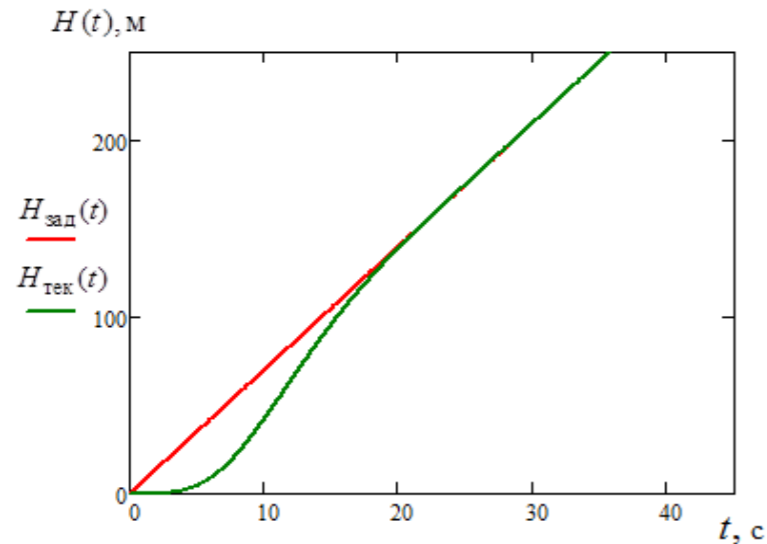


Рис. 3. Выход самолета в режиме «Стаб. Н» на заданную вертикальную скорость RVSM

Вопрос формирования сигнала управления для обеспечения подхода к заданному эшелону с плавным уменьшением вертикальной скорости от  $V_y^{RVSM}$  до нуля может быть решен геометрическим способом. Действительно, пусть с некоторого момента времени  $t_1$  до конечного времени выхода на эшелон  $t_2$  на интервале времени  $\tau_2 = t_2 - t_1$  действует отрицательное приращение перегрузки  $-\Delta n_{y_2}$ , приводящее самолет из набора высоты с постоянной вертикальной скоростью  $V_y^{RVSM}$  к нулевой скорости  $V_{y_2} = 0$  в момент времени  $t_2$ . Тогда может быть найден интервал времени маневра выполаживания траектории

$$\tau_2 = \frac{V_y - V_y^{RVSM}}{-g\Delta n_{y_2}} = \frac{V_y^{RVSM}}{g\Delta n_{y_2}}. \quad (16)$$

Изменение пути, пройденного в вертикальном направлении за время  $\tau_2$  (16), определяется по известной формуле равноускоренного движения:

$$\Delta H_2(t) = V_y^{RVSM} \cdot t - \frac{g\Delta n_{y_2} t^2}{2}, \quad t \in (t_1, t_2). \quad (17)$$

Тогда на участке выполаживания дополнительное переходное движение по высоте в изображении Лапласа, вызванное изменением перегрузки от момента времени  $t_1$  примет вид

$$H_{\text{вып}}(t) \doteq \frac{g\Delta n_{y_2}}{p^3} \cdot W_H^{H_{\text{зад}}}(p), \quad \text{при } t \in (t_1, t_2). \quad (18)$$

Зададим отрицательное приращение перегрузки подхода к эшелону, равное  $\Delta n_{y_2} = 0,1$ . Из (16) следует, что  $\tau_2 = 7,14$  с, а, согласно (17),  $\Delta H_2(\tau_2) = 25$  м. Тогда время установившегося набора высоты составит

$$t_1 = \frac{H_1}{V_y^{RVSM}} = \frac{H_{\text{зад}} - \Delta H_2(\tau_2)}{V_y^{RVSM}} = \frac{300 - 25}{7} = 39,3 \text{ с}. \quad (19)$$

На рис. 4 приведен переходный процесс  $H_{\text{вып}}(t)$  маневра выполаживания (18) самолета с уменьшением вертикальной скорости до нулевых значений при выходе на эшелон +300 м из установившегося набора высоты. Для сравнения показан график геометрически точного изменения высоты  $\Delta H_2(t)$ , начиная от времени  $t_1$ . Учитывая, что переходный процесс выхода самолета на перегрузку через контур стабилизации высоты замедлен при введении в заданную высоты геометрической составляющей, пропорциональной квадрату времени (17), потребовалось более раннее (на  $\Delta t \approx 3$  с) включение контура выполаживания. Поэтому относительно теоретически рассчитанной высоты  $H_1 = 275$  м начало включения выполаживания смещено на 21 м (рис. 4) ниже высоты  $H_1$ . При увеличенной длительности переходного движения самолет аperiодически выходит на высоту эшелона через 11,5 секунд, что не ухудшает процесса перехода на новый эшелон, незначительно увеличивая общее время маневра с 46,4 с до 50,9 с. После достижения высоты эшелона заданный сигнал управления устанавливается  $H_{\text{зад}} = H_{\text{эш}}$ .

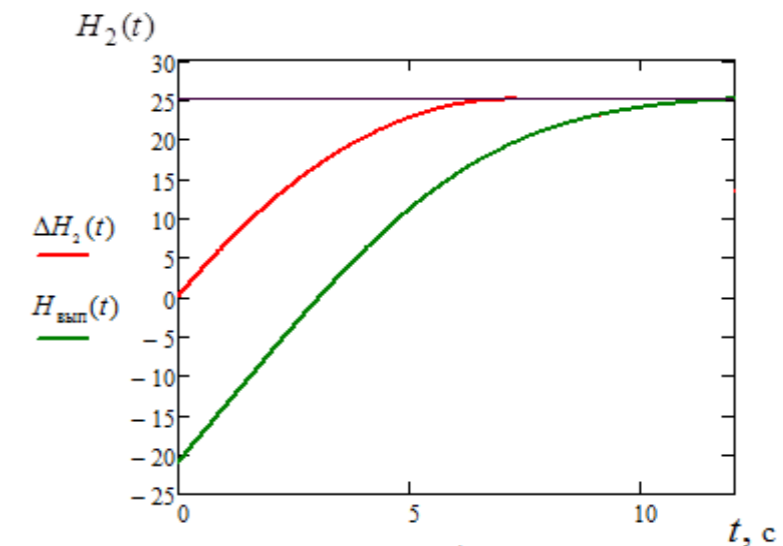


Рис. 4. Переходное движение маневра выполаживания в режиме «Стаб. Н»

Весь процесс перехода с начального эшелона на смежный эшелон RVSM показан на рис. 5. Движение самолета состоит из двух участков: выхода на вертикальную скорость RVSM и конечного маневра искривления траектории для подхода к новому эшелону. Переходные процессы вписывания на заданную вертикальную скорость и на высоту заданного эшелона осуществляются без перерегулирования.

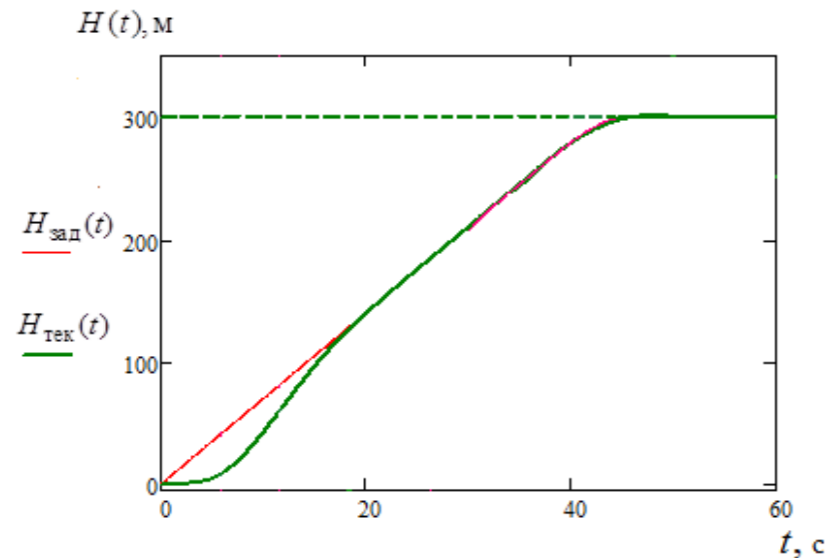


Рис. 5. Процесс выхода самолета на смежный эшелон по требованиям RVSM

Движение самолета выполняется в режиме стабилизации высоты по закону управления, построенного на основании (12) и (17), а именно

$$H_{\text{зад}}^{RVSM} = \begin{cases} V_{RVSM} \cdot t, & t \in (t_0, t_1), & t_1 = \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{V_y^{RVSM}} - \tau_2 - \Delta\tau, & \tau_2 = \frac{V_y^{RVSM}}{g\Delta n_y^{\text{зад}}}, \\ V_{RVSM} \cdot t - \frac{g\Delta n_y^{\text{зад}} \tau^2}{2}, & t \in (t_0, t_k), \tau \in (t_1, t_k), & t_k = \frac{\Delta H_{\text{эш}}}{V_y^{RVSM}} + \Delta\tau, \end{cases} \quad (20)$$

где  $\Delta\tau$  — временная поправка на раннее включение маневра выполнения для учета времени переходного процесса выхода самолета на перегрузку с использованием только контура стабилизации высоты.

Таким образом, по закону формирования заданной высоты полета (20) получен способ автоматической смены эшелона на ближайший к нему эшелон, отстоящий на 300 — 600 м, без отключения режима стабилизации высоты.

Логику включения этого варианта коррекции эшелона по требованиям RVSM можно предложить по признаку изменения экипажем заданной высоты полета относительно текущей на величину менее 600 м без выключения режима «Стаб. Н». При этом экипажу вместо отключения ранее включенного режима требуется только изменить заданную высоту полета на пульте управления САУ.

Построение алгоритма решения задачи по варианту №2 не представляет трудностей, является комбинацией решений вариантов №1 и №3 и определяется последовательностью автоматического переключения режимов стабилизации вертикальной скорости и высоты полета.

В результате получено решение задачи автоматического управления полетом самолета по сокращенному минимуму вертикального эшелонирования RVSM путем синтеза алгоритмов управления с применением метода обратных задач динамики и динамического формирования заданной высоты полета в функции времени, которое необходимо для выполнения смены эшелона. Полученные алгоритмы управления могут быть рекомендованы для практического применения на самолетах, выполняющих рейсы в эшелонированном пространстве системы обслуживания воздушного движения.

## Литература

1. Борисенко Ю. Г., Володина Л. А., Кербер О. Б. Основные принципы унифицированного закона автоматического управления в канале руля высоты и канале тяги на режиме «Уход на 2-й круг»// Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. – М.: МИЭА, 2010. Вып. 1. – С. 80 – 85.
2. Руководство по применению минимума вертикального эшелонирования в 300 м (1000 фут) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно. / ИКАО. Doc 9574 AN/934, 3-е изд., 2012.
3. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации». Приказ Минтранса России от 31.07.2009 № 128 (ред. от 14.06.2019).
4. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: Линейные модели, 1987, – 304 с.
5. Френкс Л. Теория сигналов. Нью-Джерси, 1969 г. Пер. с англ., под ред. Д. Е. Вакмана. – М.: Сов. радио, 1974, – 344 с.
6. Куликов В. Е., Юрченко А. С. Синтез быстродействующей астатической системы автоматического управления высотой полета летательного аппарата. // Труды ФГУП «НПЦ АП». Системы и приборы управления. – М: ФГУП «НПЦ АП им. Н. А. Пилюгина», №3(41), 2017. С.74–86.

## Правила оформления материалов, направляемых для опубликования в журнале «Навигация и управление летательными аппаратами»

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате \*.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате \*.jpg, \*.bmp, \*.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф.И.О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.



## Содержание

А. С. Будков Разработка системы поддержки принятия решения для задачи четырехмерной навигации.....	2
С. В. Витязев, Д. В. Валуйский, В. Ю. Мишин, А. В. Молчанов, А. Е. Серебряков, М. В. Чиркин Определение фазы Саньяка в цифровом лазерном гироскопе при применении DSP процессора.....	22
А. В. Гурьянов, В. В. Маркелов, А. В. Шукалов, И. О. Жаринов, О. О. Жаринов Моделирование полета в системе информационной поддержки экипажа воздушного судна.....	38
В. Е. Куликов, А. С. Юрченко Автоматический выход самолета на заданную высоту полета по требованиям сокращенного минимума вертикального эшелонирования.....	65