

УДК: 681.518.3

**Разработка и исследование модели траекторного
управления самолётом при полёте по маршрутам
четырёхмерной зональной навигации**

Лунев Е.М.*, Неретин Е.С., Будков А.С.*****

*ОАК-Центр комплексирования,
Авиационный переулок, 5, Москва, 125167, Россия*

**e-mail: e.m.lunev@gmail.com*

***e-mail: evgeny.neretin@gmail.com*

****e-mail: asbudkov@gmail.com*

Аннотация

Исследуются алгоритмы траекторного управления для осуществления полета по маршруту, удовлетворяющего концепции четырехмерной зональной навигации (4D-RNAV). Рассматриваемая концепция позволяет увеличить интенсивность воздушного движения, эффективность использования воздушного пространства, а так же экономить время в пути и топливный ресурс. Разработана модель, реализующая данную концепцию.

Ключевые слова: летательный аппарат, зональная навигация (4D-RNAV), траекторное управление, моделирование, стабилизация бокового движения, управление в продольном канале.

Введение

Возрастание интенсивности воздушного движения к середине 80-х годов привело к тому, что обычных трасс, проходящих через радиомаяки, во многих регионах уже было недостаточно для обеспечения требуемой пропускной способности воздушного пространства. Стала обсуждаться возможность полетов по произвольным траекториям, не обязательно проходящим через радиомаяки. [3]

Такая навигация по маршрутам, проходящим через радиомаяки, получила название «зональной навигации» (area navigation, RNAV), поскольку ее осуществление было возможно только при нахождении воздушного судна (ВС) в пределах зоны действия радиомаяка. Впоследствии для определения местоположения ВС стали использоваться и другие средства: инерциальные системы счисления координат, разностно-дальномерные и спутниковые системы. Несмотря на то, что теперь уже не было необходимости находиться в определенной «зоне», сам термин «зональная навигация» сохранился. История развития зональной навигации отразилась в том, каким образом давалось определение этого понятия в документах международной организации гражданской авиации (ИКАО). Если первоначально подразумевались только полеты в пределах зоны действия радиомаяков, то с появлением возможности автономного счисления пути понятие RNAV было расширено, и его определение давалось уже следующим образом: «зональная навигация (RNAV) – метод навигации, позволяющий ВС выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах зон действия, основанных на опорных станциях навигационных средств, или в пределах, определяемых возможностями автономных средств, или их комбинации» [3].

Однако это определение оказалось излишне подробным. Поскольку такая навигация может осуществляться как в пределах зоны действия маяков, так и вне ее. И уже в дальнейшем определение было сформулировано в ныне существующем виде: «зональная навигация — метод навигации, который позволяет воздушному судну выполнять полет по любой желаемой траектории». В этом кратком определении отсутствует в явном виде один из ключевых элементов RNAV - необходимость наведения по этой желаемой траектории. Построение схем для полетов по приборам и схем RNAV представлено на рисунках 1 и 2 [3].

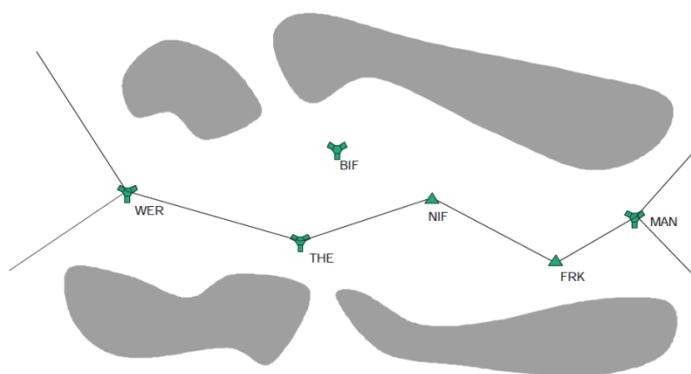


Рисунок 1 – Построение обычных схем полетов по приборам:

WER, THE, BIF, NIF, FRK, MAN – наземные радиосредства, являющиеся обязательными для пролета летательным аппаратом при прохождении маршрута.

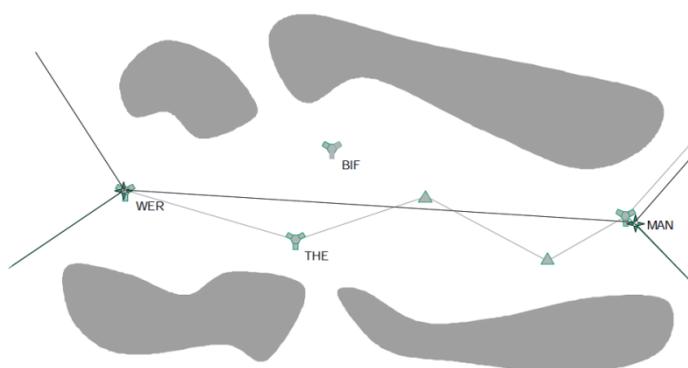


Рисунок 2 – Построение схем RNAV: WER, MAN – виртуальные точки

пространства, не привязанные к наземным радиосредствам.

Траектория планируемого полета может быть задана не только в горизонтальной плоскости в виде маршрута, но и в вертикальной – путем задания высот пролета углов или градиентов наклона траектории в точках пути. В соответствии с рассмотренными вариантами зональную навигацию разделяют на три вида [3]:

- *2D-RNAV* – двухмерная RNAV в горизонтальной плоскости – LNAV (Lateral Navigation), иногда называемая боковой навигацией, поскольку наведение осуществляется только по боковому уклонению;

- *3D-RNAV* – трехмерная RNAV в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Для навигации в вертикальной плоскости используется аббревиатура VNAV (Vertical Navigation);

- *4D-RNAV* – четырехмерная RNAV в горизонтальной и вертикальной плоскостях плюс решение задачи регулирования скорости полета для прохождения пунктов маршрута или прибытия на аэродром в заданное время.

Возможно и задание пространственно-временной траектории, когда для некоторых точек задано время их пролета ВС. Зональная навигация по времени сокращенно обозначается TNAV (Time Navigation).

RNAV рассматривается международной организацией гражданской авиации, как основной вид навигации будущего, поскольку она обладает целым рядом неоспоримых преимуществ перед навигацией обычной, традиционной.

Во-первых, полеты становятся более безопасными за счет повышения точности навигации. Это связано с тем, что при введении RNAV в каком-либо регионе одновременно вводятся и требования к точности (в виде RNP).

Во-вторых, увеличивается пропускная способность и эффективность использования воздушного пространства, как на маршрутах, так и в районах аэродромов. Это происходит с одной стороны за счет увеличения количества маршрутов в данном объеме воздушного пространства (теперь они не обязательно должны проходить через радиомаяки), а с другой - за счет уменьшения интервалов бокового эшелонирования, которое оказывается теперь возможным, поскольку точность навигации стала выше.

В-третьих, появляется возможность сделать структуру маршрутов динамичной, легко меняющейся в зависимости от обстановки. При этом могут быть учтены интересы как гражданской, так и государственной авиации. Гибкость RNAV позволяет избежать скопления ВС в определенных участках воздушного пространства, серьезных уплотнений маршрутов и появления «воздушных пробок».

В-четвертых, маршруты можно устанавливать более короткими, что приводит к экономии авиатоплива и уменьшению летного времени.

В-пятых, при наличии наведения летный экипаж более наглядно представляет себе навигационную ситуацию, что позволяет избежать неправильных решений и ошибок. Кроме того, уменьшается нагрузка, как на пилота, так и на диспетчера за счет возможности отказаться от радиолокационного наведения (векторения), осуществляемого диспетчером в районе аэродрома.

В-шестых, оказывается возможным сократить количество наземных навигационных средств.

В соответствии со стандартами ARINC серии 700, ядром автоматической пилотажной системы является система самолётовождения.

Система самолётовождения FMS

Система самолётовождения (далее FMS – Flight Management System) предназначена для планирования и выполнения автоматического и ручного самолётовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях полета. Система FMS является основным средством управления радионавигационными системами.

FMS обеспечивает:

- определение текущего местоположения;
- планирование полета;
- выдачу управляющих сигналов в систему автоматического управления (САУ) для автоматического управления полётом и тягой по активному плану полета;
- настройку средств радионавигации;

- выдачу вычисленных данных самолетовождения на многофункциональные дисплеи системы индикации.

Система FMS выполняет две основные функции: планирование полета и навигацию.

Функция планирования маршрута состоит в формировании плана полета от аэропорта вылета до аэропорта назначения. Исходные данные для формирования плана полета экипаж вводит с помощью пультов-трекболов и виртуального пульта.

План полета формируется с использованием элементов навигационной базы данных: стандартных схем вылета, схем подхода, схем захода на посадку, трасс и индивидуальных поворотных пунктов маршрута (ППМ) [6].

FMS прогнозирует вертикальный профиль полёта, используя истинные и прогнозируемые навигационные данные. FMS не выполняет расчёт прогнозов для неактивного маршрута и не рассчитывает вертикальный профиль.

Функция прогнозирования траектории осуществляет расчёт следующих параметров псевдо-промежуточных пунктов маршрута: точка окончания набора высоты, точка начала снижения и завершение снижения.

Осуществляется прогнозирование следующих параметров для каждого промежуточного пункта маршрута действующего плана полёта:

- ETA: расчетное время прибытия;
- ETE: планируемое время полёта;
- DTG: расстояние перелета;
- крейсерская высота полёта.

Кроме того, ETA и DTG рассчитываются для точек входа в промежуточные пункты маршрута.

Функция прогнозирования траектории осуществляет расчёт прогнозируемого веса при посадке и оповещает экипаж самолёта в случае, если для выполнения плана полёта потребуется дополнительное топливо.

Функция прогнозирования траектории осуществляет расчёт топлива и расстояния для взлёта, набора высоты, полёта на крейсерской скорости и снижения на основании данных, содержащихся в базе данных рабочих характеристик.

На этапе расчёта данных для захода на посадку FMS осуществляет расчет скорости захода на посадку на основании данных о скорости ветра при посадке и прогнозируемой скорости, которые выдаются с учётом предполагаемой конфигурации посадки и посадочного веса.

При снижении и заходе на посадку в режиме вертикальной навигации FMS передаёт первое значение высоты на систему индикации для отражения на пилотажном кадре с указанием, следует ли её придерживаться. Кроме того, когда на какой-либо промежуточной точке снижения вводится требуемое время посадки (RTA), функция прогнозирования траектории обновляет ETA до RTA и оповещает экипаж самолёта в случае несоответствия времени.[6]

FMS отправляет данные для индикации на навигационном дисплее по протоколу ARINC 702A и в соответствии с функцией отображения карты, выбранным диапазоном и выбранным режимом карты.

Постановка задачи

Цель работы – разработка модели траекторного управления при полете по маршруту, удовлетворяющей требованиям концепции 4D–RNAV.

Эта модель включает описание:

– функции горизонтальной навигации (LNAV), обеспечивающий горизонтальную навигацию совместно с автопилотом для выполнения горизонтального плана полёта,

– функции вертикальной навигации (VNAV), обеспечивающий отработку вертикального профиля маршрута совместно с автопилотом на этапах снижения и захода на посадку,

– функции прибытия в желаемое время (RTA).

Разработанная модель реализована в среде MATLAB Simulink и состоит из трех контуров:

– контура самолетовождения,

– контура САУ,

– математической модели пространственного движения ЛА.

Обобщенная структурная схема комплекса моделирования управления полетом с включением разработанной математической модели пространственного движения представлена на рисунке 3.

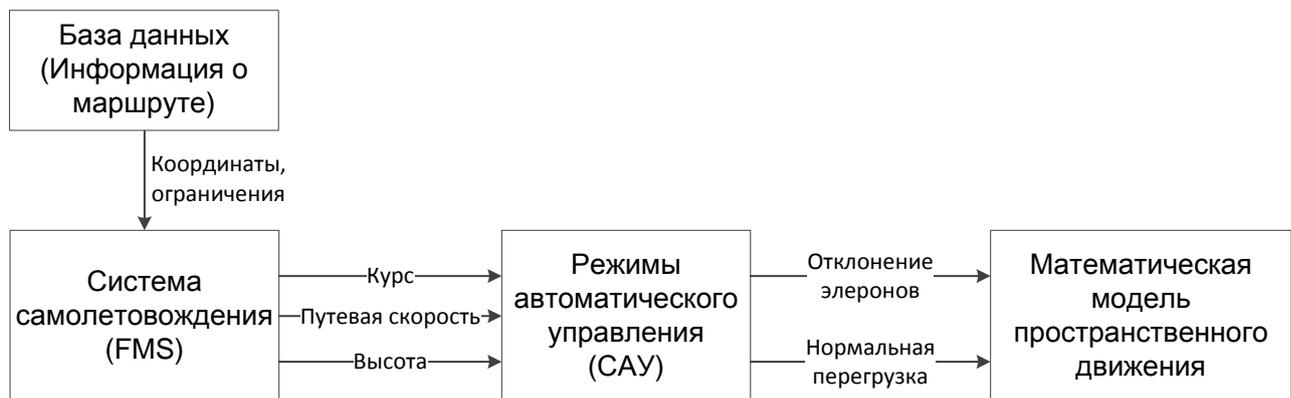


Рисунок 3 – Структурная схема комплекса управления полетом

Входными данными для разработанной модели являются следующие параметры заданного маршрута:

- координаты ППМ,
- высотно-скоростные ограничения по прохождению ППМ,
- требуемое время прохождения ППМ.

Разработанная модель FMS (рис.3) является алгоритмической и включает:

- алгоритм функции горизонтальной навигации (LNAV),
- алгоритм функции вертикальной навигации (VNAV),
- алгоритм функции прибытия в желаемое время (RTA).

Алгоритм функции горизонтальной навигации (LNAV)

Для осуществления навигации в горизонтальной плоскости FMS необходимо получать следующую информацию:

- информацию о горизонтальном профиле маршрута;
- информацию о текущем местоположении;

– величину отклонение от линии заданного пути (ЛЗП).

Информация о маршруте берется из навигационной базы данных или базы данных авиакомпании. Координаты текущего местоположения и отклонение от ЛЗП FMS получает от навигационных систем. На основании полученных данных осуществляется навигация в горизонтальной плоскости посредством выдачи в САУ управляющего сигнала заданного курса «Heading». Структурная схема работы алгоритма функции горизонтальной навигации представлена на рисунке 4.

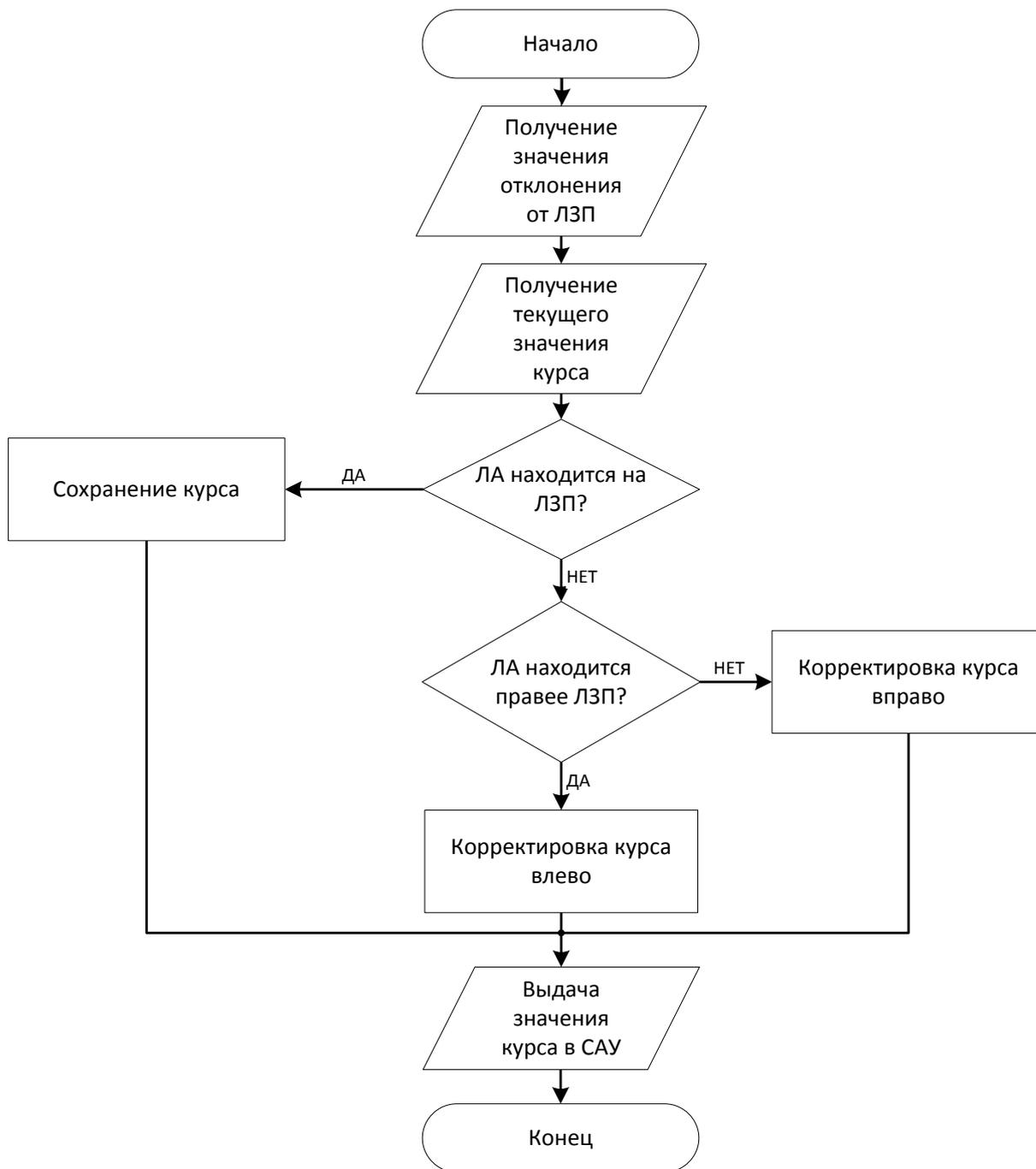


Рисунок 4 – Структурная схема алгоритма функции горизонтальной навигации

Алгоритм функции вертикальной навигации (VNAV)

Для осуществления навигации в вертикальной плоскости FMS необходимо получать следующую информацию:

- информацию о вертикальном профиле маршрута,
- информацию о текущей высоте полета,
- величину отклонение от вертикального профиля маршрута (VDEV).

На основании полученных данных осуществляется навигация в вертикальной плоскости посредством выдачи в САУ управляющего сигнала заданная высота полета «ALT». Структурная схема работы алгоритма функции вертикальной навигации представлена на рисунке 5.

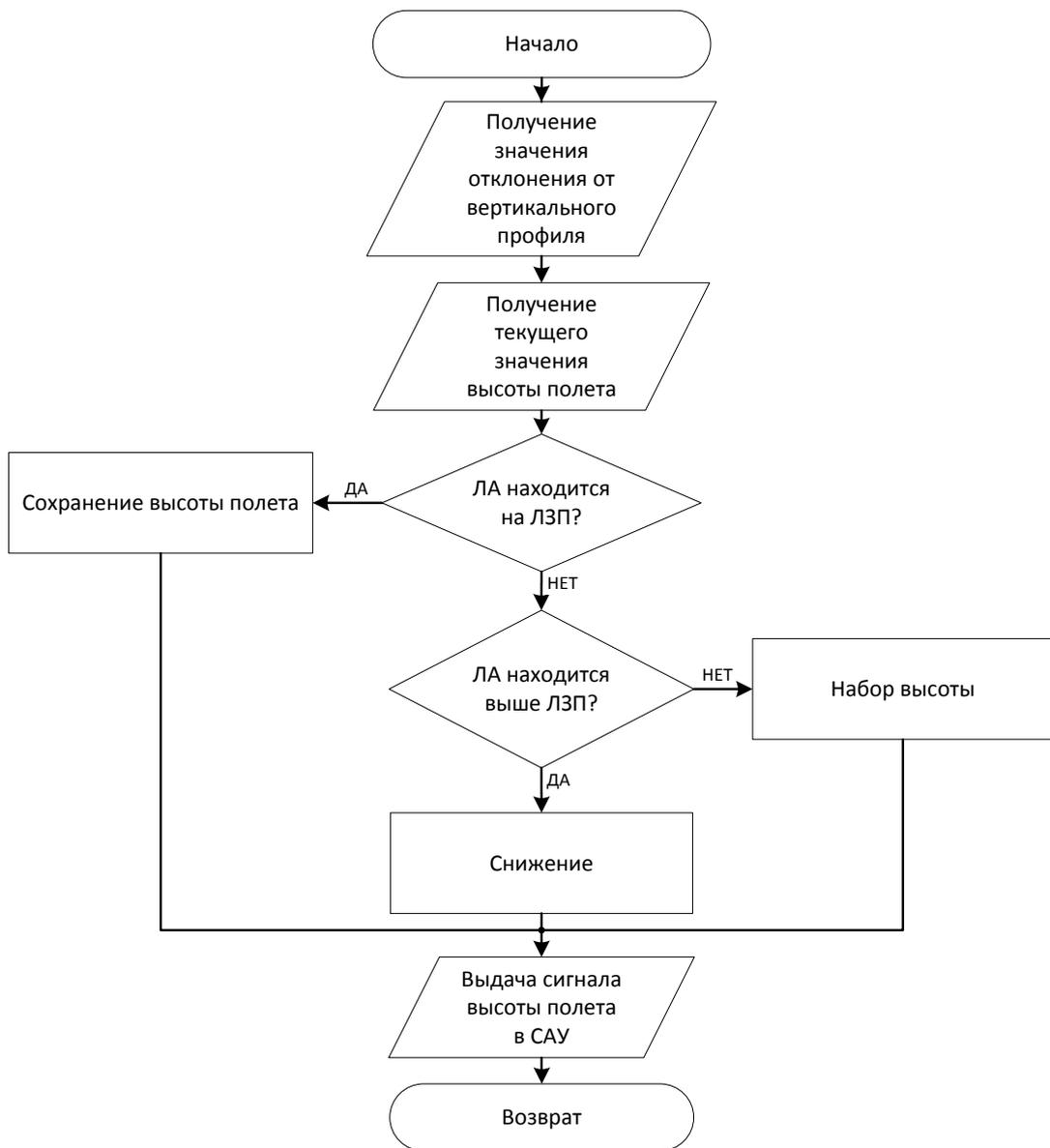


Рисунок 5 – Структурная схема алгоритма функции вертикальной навигации

Функция прибытия в желаемое время (RTA)

Для осуществления работы алгоритма прибытия в желаемое время (RTA) FMS необходимо получать следующую информацию:

- прогнозируемое (ожидаемое) время прибытия (ETA);
- требуемое время прибытия (RTA);
- текущее значение путевой скорости ЛА (Ground speed).

Требуемое время прибытия вводится пилотом вручную в зависимости от указаний УВД. Расчет прогнозируемого времени прибытия, а так же значения путевой скорости осуществляют навигационные средства и передают в FMS. На основании полученных данных осуществляется работа алгоритма путем выдачи в САУ управляющего сигнала заданная путевая скорость «Ground Speed». Структурная схема работы алгоритма функции прибытия в желаемое время представлена на рисунке 6.

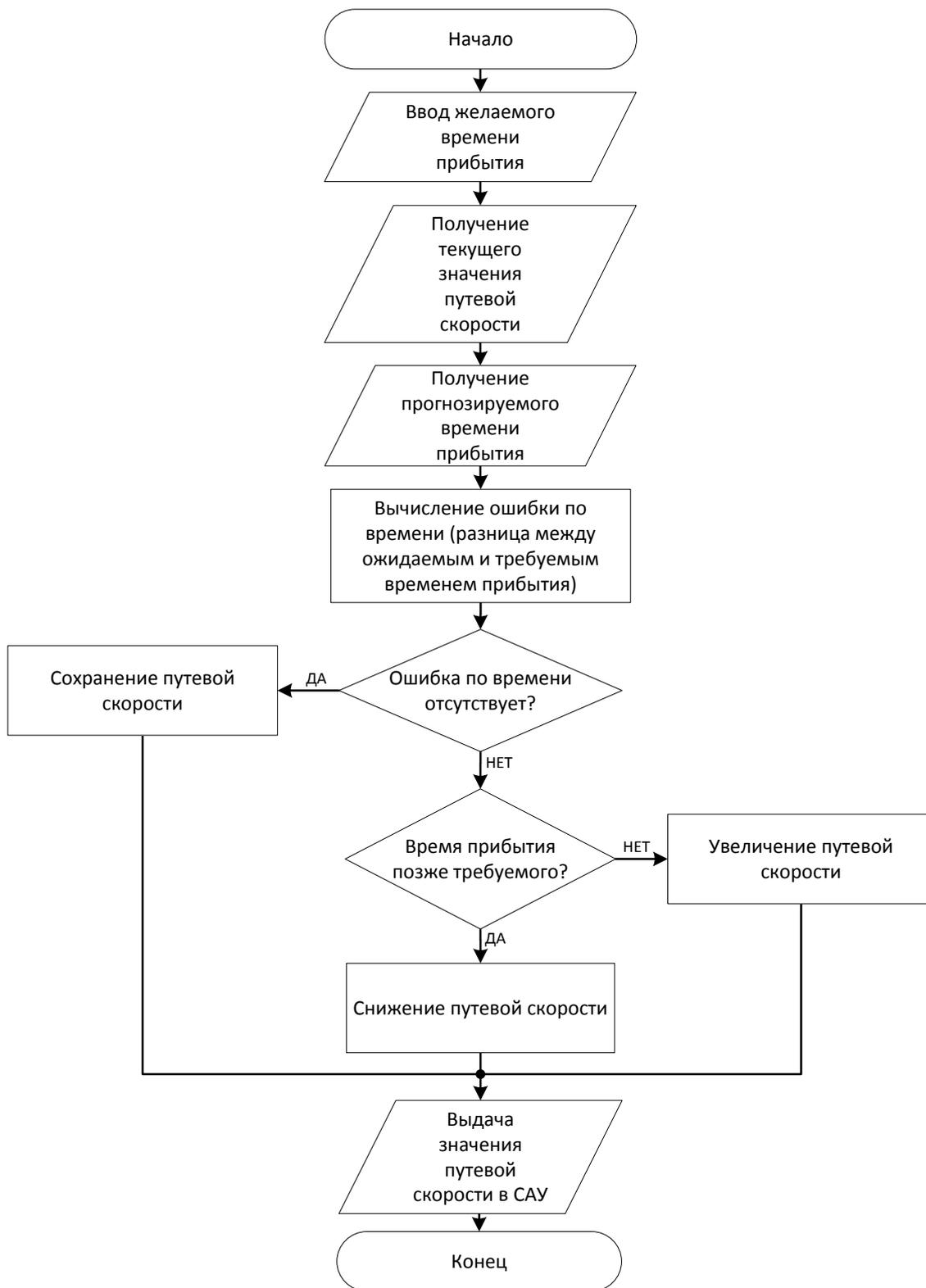


Рисунок 6 – Структурная схема алгоритма функции прибытия в желаемое время

Результатом работы разработанных алгоритмов являются управляющие сигналы, поступающие в систему автоматического управления. Для отработки этих

сигналов разработаны соответствующие режимы системы автоматического управления ЛА.

Законы управления режимами САУ в продольном канале

Структура функционирования САУ с математической моделью движения ЛА представлена на рисунке 4.

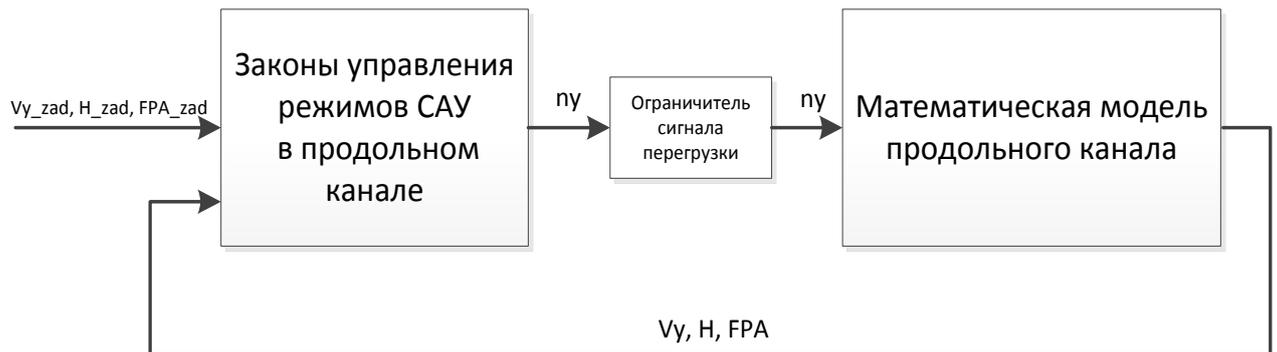


Рисунок 7 – Структура САУ в продольном канале

Для продольного канала реализованы следующие режимы САУ:

- режим вертикальной скорости (Vertical Speed) «VS»,
- режим угла наклона траектории (Flight Path Angle) «FPA»,
- режим выхода на заданный эшелон (Altitude) «ALT*»,
- режим стабилизации заданной высоты «ALT».

Закон управления для режима «VS» имеет вид:

$$\Delta n_y = (V_{y_zad} - V_y) \cdot 0.025, \quad (1)$$

где V_y – текущее значение вертикальной скорости,

V_{y_zad} – заданное значение вертикальной скорости,

Δn_y – расчетное значение заданной нормальной перегрузки.

Для режима «FPA» закон управления записывается в форме:

$$\Delta n_y = (FPA_{zad} - FPA) \cdot 0.025 \cdot V, \quad (2)$$

где FPA – текущее значение угла наклона траектории,

FPA_{zad} – заданное значение угла наклона траектории,

V – текущее значение путевой скорости движения ЛА,

Δn_y – расчетное значение заданной нормальной перегрузки.

Для режима «ALT*» при формировании сигнала перегрузки Δn_y сначала формируется сигнал заданной вертикальной скорости V_{y_zad} :

$$V_{y_zad} = -((H_{zad} - H) + T \cdot V_y) \cdot \sqrt{|H_{zad} - H - V_y \cdot T| \cdot 2 \cdot 0.05 \cdot g}, \quad (3)$$

где H – текущее значение высоты полета,

H_{zad} – заданное значение высоты полета,

g – ускорение свободного падения,

T – упреждение,

V_y – текущее значение вертикальной скорости,

V_{y_zad} – расчетное значение заданной вертикальной скорости.

По полученному сигналу вертикальной скорости формируется сигнал перегрузки аналогично режиму «VS», в соответствии с (1).

Для режима «ALT» закон управления имеет вид:

$$\Delta n_y = (H_{zad} - H) \cdot 0.005 - (0.025 \cdot V_y), \quad (4)$$

где V_y – текущее значение вертикальной скорости,

H – текущее значение высоты полета,

$H_{зад}$ – заданное значение высоты полета,

Δn_y – расчетное значение заданной нормальной перегрузки.

Стабилизация бокового движения по углу крена

Автопилот стабилизации бокового движения состоит из канала руля направления, который часто называют каналом курса, и канала элеронов, который называют каналом крена [7]. Используем закон управления для автопилота по крену, который записывается в виде [2, 4]:

$$\delta_\omega = \mu_\omega \omega_x + i_\omega (\gamma - \gamma_{зад}), \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \mu_\omega &= \frac{9.48 - M_x^{\omega x} t_{рег}}{-M_x^{\delta \omega} t_{рег}}, \\ i_\omega &= \frac{22.5}{-M_x^{\delta \omega} t_{рег}^2}, \end{aligned} \quad (6)$$

где μ_ω , i_ω – передаточные числа,

$M_x^{\omega x}$ – коэффициент демпфирования,

$M_x^{\delta \omega}$ – коэффициент эффективности,

$t_{рег}$ – постоянная времени,

γ – текущее значение угла крена,

$\gamma_{зад}$ – заданное значение угла крена,

ω_x – текущее значение угловой скорости ЛА,

δ_ω – угол отклонения элеронов.

Результаты моделирования на этапе крейсерского полета

Входными данными для разработанной модели являются следующие параметры заданного маршрута:

- координаты ППМ,
- высотно-скоростные ограничения по прохождению ППМ,
- требуемое время прохождения ППМ.

Для тестирования разработанной модели на этапе крейсерского полета использованы входные данные, представленные в таблице 1.

Таблица 1 – Входные данные для тестирования модели на этапе крейсерского полета

Параметр	Значение	Описание параметра
DISTANCE	327140м (327км)	Общая длина маршрута
Vmin/Vmax	135/235 м/с	Минимальная/максимальная скорость движения на этапе крейсерского полета
ETEmin	1393,0 с	Минимальное время в пути
ETEmax	2007,1 с	Максимальное время в пути
RTE	1400,0 с	Требуемое время в пути

Траектория движения ЛА, полученная в результате моделирования, показана на рисунке 8.

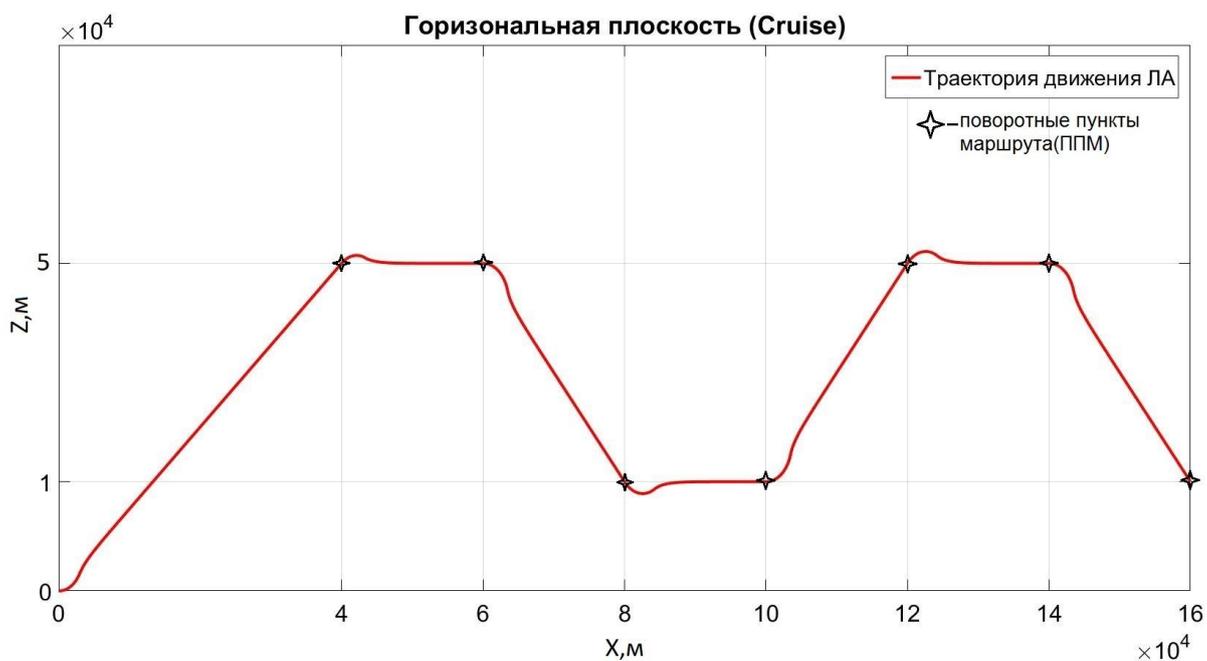


Рисунок 8 – Траектория движения ЛА при прохождении заданного маршрута

X, Z – оси декартовой системы координат (горизонтальная плоскость).

График отклонения от ЛЗП, полученный в результате моделирования, показан на рисунке 9.

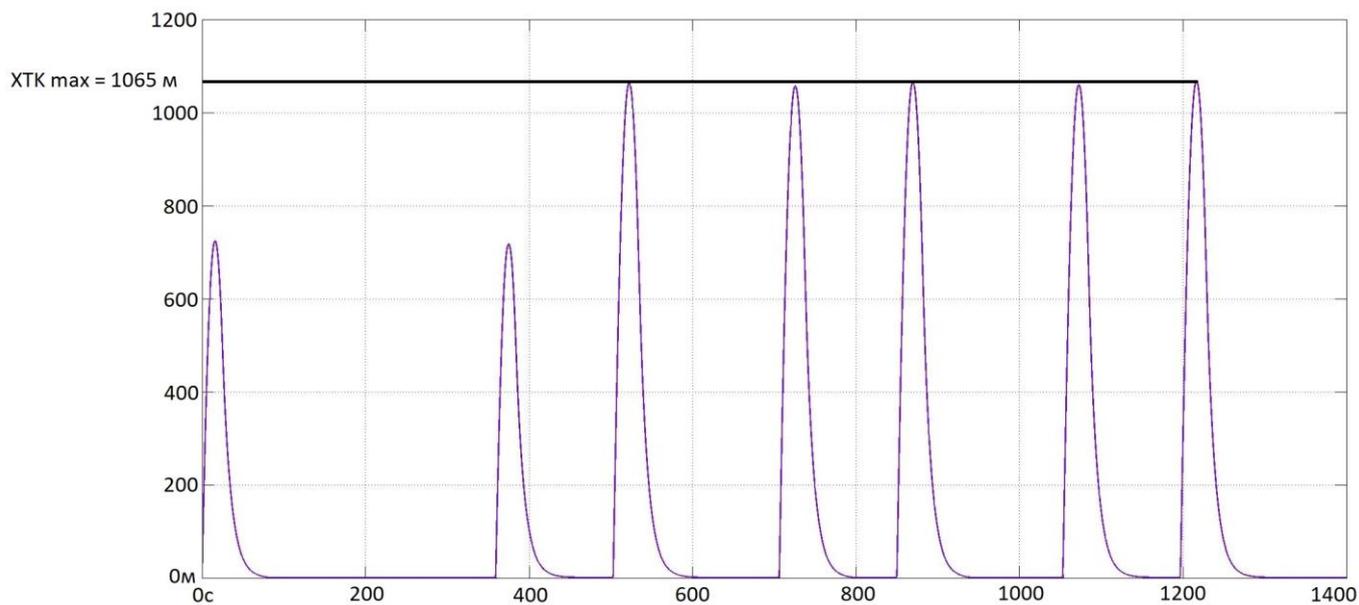


Рисунок 9 – График отклонения от ЛЗП

Фактическое время прохождения маршрута составило 1400 секунд, что соответствует предъявленным требованиям.

ЛА прибыл в конечную точку маршрута за заданное время, последовательно преодолев всего его участки.

Максимальное значение отклонения от ЛЗП составило 1065 м, что удовлетворяет концепции RNP RNAV-2 на этапе крейсерского полёта.

Результаты моделирования на этапе снижения и захода на посадку

Для тестирования разработанной модели на этапах снижения и захода на посадку использованы входные данные, представленные в таблице 2.

Таблица 2 – Входные данные для тестирования модели на этапах снижения и захода на посадку

Параметр	Значение	Описание параметра
DISTANCE	22071м (22км)	Общая длина маршрута
Vmin/Vmax	85/135 м/с	Минимальная/максимальная скорость движения на этапе снижения
Vmin/Vmax	75/85 м/с	Минимальная/максимальная скорость движения на этапе захода на посадку
ETEmin	207,127с	Минимальное время в пути
ETEmax	323,9043с	Максимальное время в пути

RTE	300,0с	Требуемое время в пути
-----	--------	------------------------

Траектория движения ЛА, полученная в результате моделирования, показана на рисунке 11.

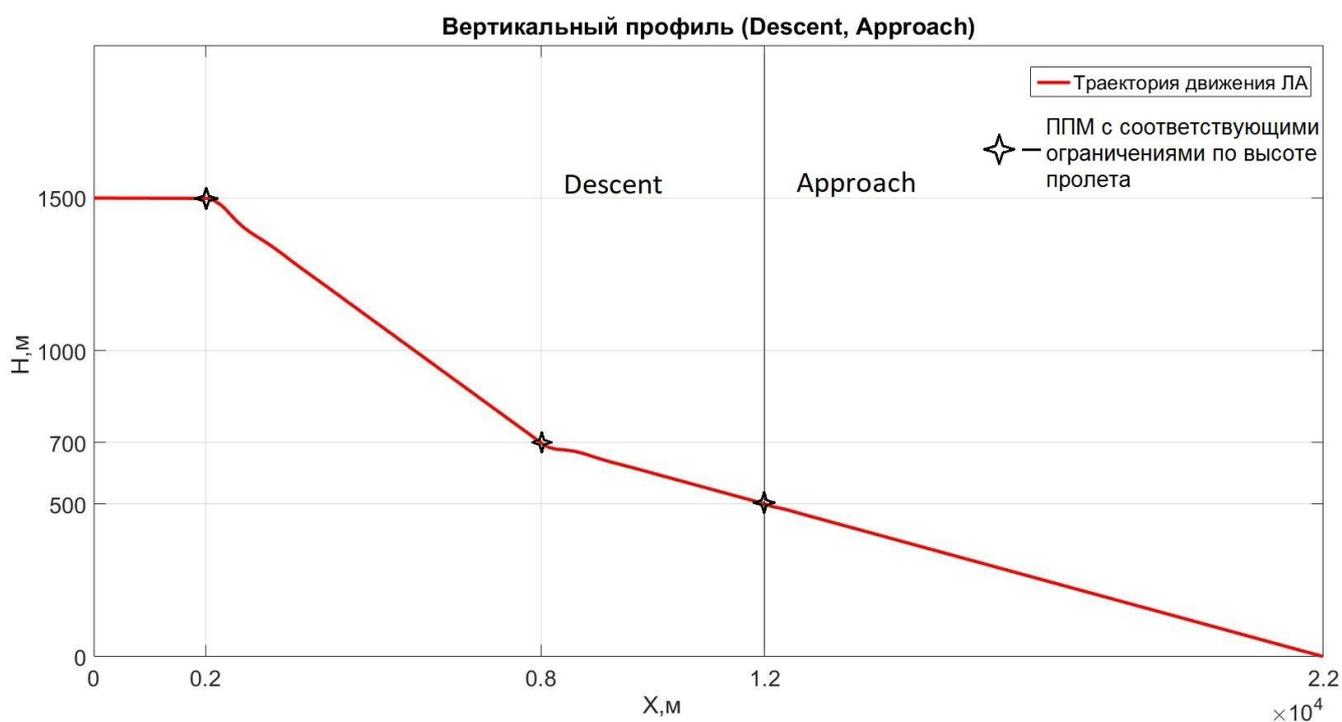


Рисунок 11 –Траектория движения ЛА при прохождении заданного вертикального профиля маршрута

H , X – оси декартовой системы координат (горизонтальная плоскость).

График отклонения (VDEV) от вертикального профиля, полученный в результате моделирования, показан на рисунке 12.

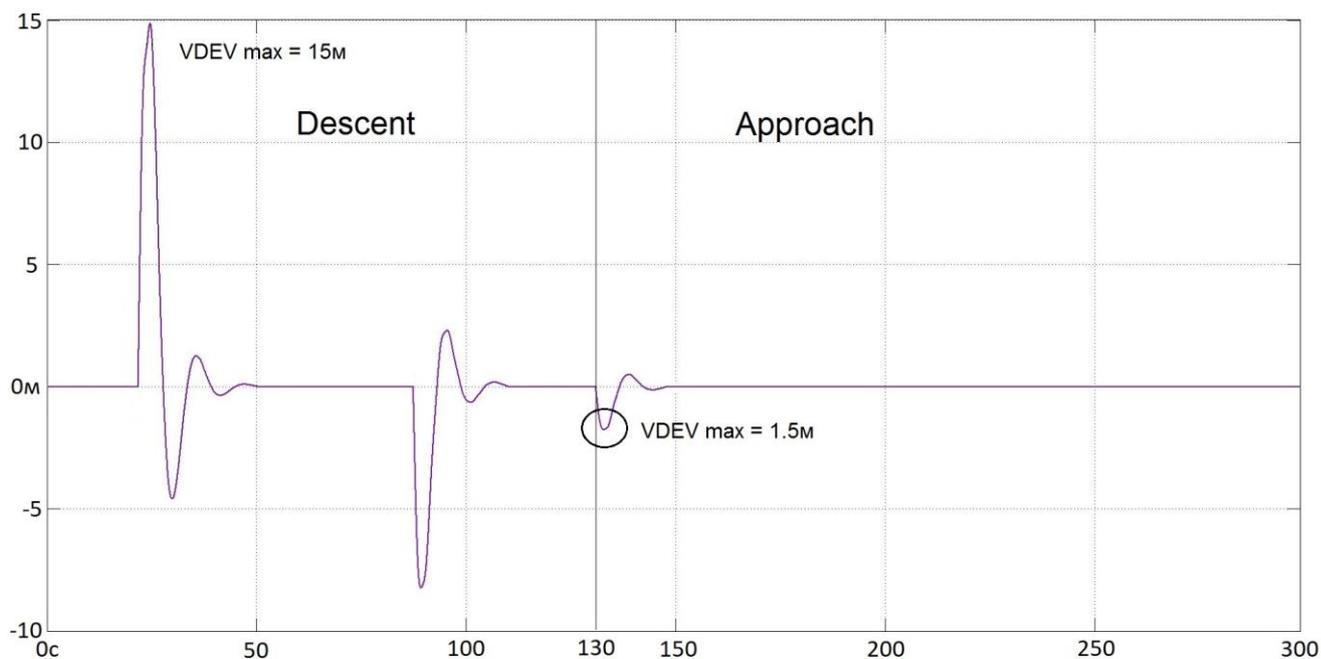


Рисунок 12 – График отклонения (VDEV) от вертикального профиля

В результате моделирования отработан заданный вертикальный профиль маршрута, ЛА выполнил процедуры снижения и захода на посадку.

Максимальное значение VDEV на этапе снижения равно 15 м, что удовлетворяет концепции RNP RNAV-1 на участке снижения.

Максимальное значение VDEV на этапе захода на посадку равно 1,5 м, что удовлетворяет концепции RNP RNAV-0,1 на участке захода на посадку.

Заключение

В статье предложена программно-алгоритмическая модель четырехмерной зональной навигации, удовлетворяющая современным требованиям ИКАО для перспективных самолётов гражданской авиации.

Разработанные алгоритмы выполняют задачу с точностью, удовлетворяющей концепции PBN-RNAV на этапах крейсерского полета (в континентальном маршрутном воздушном пространстве), снижении и захода на посадку.

Проведённое моделирование подтвердило работоспособность предложенной модели.

Библиографический список

1. Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN), изд. 4. – Канада, Монреаль: ИКАО, 2013. – 444 с.
2. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
3. Вовк В.И., Липин А.В., Сарайский Ю.Н. Зональная навигация: учебное пособие. – СПб: Центр автоматизированного обучения, 2004. – 128 с.
4. Богословский С.В., Дорофеев А.Д. Динамика полётов летательных аппаратов. - СПб: ГУАП, 2002. – 64 с.
5. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория автоматического регулирования. – М.: Наука, 1975. – 768 с.

6. Черный М.А., Кораблин В.И. Самолетовождение. – М.: Изд-во Транспорт, 1973. – 368 с.

7. Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Неретин Е.С., Лунев Е.М., Курмаков Д.В. Современные подходы к проектированию систем управления беспилотными летательными аппаратами.– М.: Изд-во МАИ, 2015. – 132 с.

8. Кулифеев Ю.Б., Миронова М.М. Алгоритмы автоматического управления боковым движением ударного беспилотного летательного аппарата самолетного типа на воздушном участке полёта // Труды МАИ. 2016. №84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63034>