

УДК: 681.518.3

Проведение тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования

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

*Компания «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

В данной статье приведено описание концепции навигации будущего для самолётов гражданской авиации. Для обеспечения этих концепции описаны современные решения по модернизации системы самолетовождения. Представлены существующие инновационные решения в части архитектуры используемых элементов системы.

Приведен анализ результатов тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления [8] в условиях изменяемой ветровой обстановки в режиме вертикальной навигации на этапе захода на посадку.

Ключевые слова: система самолетовождения, управление воздушным движением, алгоритмы траекторного управления, зональная навигация, RNP-RNAV, FANS.

Введение

Систему самолетовождения или «FMS» (от англ. Flight Management System), входящую в комплекс бортового оборудования практически любой современной авиационной техники, можно рассматривать как интеллект навигационной системы

самолета, которая обеспечивает возможность пилотам при подготовке к полету наиболее эффективно решить топливно-временную задачу и автоматически управлять самолетом [17, 18]. FMS производит расчёт лётно-технических характеристик и наиболее экономичного маршрута по топливной эффективности, который зависит от таких параметров, как вес, высота крейсерского полета и фактическое местоположение самолета, независимо от погодных условий [5].

Современные системы FMS позволяют существенно снизить нагрузку на экипаж за счёт автоматизации рутинных процедур подготовки и выполнения полётов, в том числе и выполнение автоматического расчёта оптимальных взлётно-посадочных и лётно-технических характеристик для построения наиболее экономичного маршрута в зависимости от поставленной экипажу задачи на выполнение полёта [9, 10, 11].

FMS выполняет автоматический расчёт необходимого количества топлива для выполнения полёта с учётом всех необходимых запасов и возможного выполнения аварийных процедур (отказ одного двигателя, уход на запасной аэродром и прочее), прогнозируемое время на выполнение полета, за которое будет пройден рассчитанный маршрут, а так же на выгоднейший эшелон для крейсерского полета.

Для данного расчета учитываются следующие параметры:

- Заданный эшелон крейсерского полета,
- Введённая взлетная масса самолета,
- Заданное значение индекса стоимости «СІ» (от англ. Cost Index) , выражающий численное отношение стоимости времени полета к стоимости топлива,
- Введённые значения температуры наружного воздуха по маршруту (по высотам и с привязкой к конкретным пунктам маршрута),

– Введённые значения направления и скорости ветра по маршруту (по высотам и с привязкой к конкретным пунктам маршрута)

Основными функциями FMS являются [3]:

- определение параметров навигации воздушного судна (ВС),
- планирование маршрута полёта и его оперативное изменение,
- ведение ВС по рассчитанному маршруту.

Постоянный рост объёмов воздушных перевозок и вызванное этим значительное повышением нагрузки на аэронавигационное пространство со стороны его пользователей – самолётов и вертолётов, привели к необходимости усовершенствования концепции организации и использования аэронавигационного пространства для всех регионов мира, в том числе и для аэронавигационного пространства РФ.

Концепция навигации будущего

В виду повышения интенсивности движения в конкретных регионах, аэронавигационного пространства становится все более насыщенным. В целях обеспечения высоких требований к безопасности полётов в этих регионах, повышение интенсивности движения в них требует соответствующего повышения их пропускной способности, что главным образом реализуется за счёт сокращения интервалов между ВС как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях [15, 16, 19, 20]. Очевидно, что увеличение пропускной способности воздушного пространства, повышение эффективности работы и экономии топлива при обеспечении требуемого уровня безопасности воздушного движения невозможно без повышения точности, надёжности, целостности и доступности параметров

навигации ВС как для их определения на борту самого ВС, так и определения этих параметров для каждого отслеживаемого ВС для служб управления воздушным движением. Значительно повысить указанные характеристики определения навигационных параметров возможно за счёт совместного использования бортовых и наземных навигационных средств [3].

В настоящее время современные разработки требуют, чтобы ВС поддерживали определенный уровень точности определения текущего местоположения на всех этапах полета, особенно, на этапе захода на посадку. Существующие на сегодняшний день навигационные системы обеспечивают необходимую навигационную точность. Благодаря этому, в настоящее время активно внедряются современные навигационные спецификации, такие как зональная навигация (RNAV), навигация, основанная на характеристиках (Required Navigation Performance (RNP)) [1], а также новые методы захода на посадку, базирующиеся на системе самолетовождения и посадки «FLS» (от англ. Flight Management Landing System), которая представляет собой развитие системы FMS.

Навигационная спецификация RNAV включает в себя разработку навигационных процедур, (что особенно важно в неблагоприятных погодных условиях), позволяя ВС выполнять полёт по принципу «точка-точка» без использования наземных радионавигационных средств. RNAV может использоваться на маршруте в сочетании с концепцией RNP, а также для навигации по оконечным зонам (фаза подхода) и процедур инструментального захода на посадку (по приборам) [13].

RNP – это тип навигации, основанной на характеристиках (PBN), который позволяет ВС выполнять полёт по заданной линии пути между двумя

определенными точками в пространстве. Системы зональной навигации RNAV и RNP принципиально схожи. Существуют два вида спецификаций: RNP и RNAV, главным отличием которых является требование осуществления мониторинга и оповещения экипажа в случае невыдерживания заданных характеристик для спецификаций RNP [1].

Концепция PBN в перспективе предполагает переход к спецификациям RNP, что позволит обеспечить более высокую плотность маршрутной сети в условиях растущего объема перевозок [12].

Двумя основными аспектами применения PBN являются требования, изложенные в соответствующей навигационной спецификации, а так же инфраструктура навигационных средств (как наземных, так и спутниковых), которые обеспечивают работу системы.

Навигационная спецификация представляет собой комплекс требований к оснащению ВС и к летному экипажу, которые необходимы для обеспечения процесса зональной навигации в пределах установленного воздушного пространства.

Как для обозначений RNP, так и RNAV, следующее за ним число (где оно приводится) указывает на точность горизонтальной навигации в морских милях, с вероятностью 0.95 воздушное судно должно находиться в заданных пределах [14]. Пример применения различных спецификаций в зависимости от этапа полета представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Применение различных спецификаций в зависимости от этапа полета

RNAV и RNP являются двумя ключевыми элементами концепции, которая называется Future Air Navigation System (FANS). Эта новая расширенная концепция включает в себя не только навигацию (с RNAV и RNP), но и наблюдение и связь по протоколу Data link со службами УВД. Возможность ведения наблюдения за полётами ВС позволит УВД получать текущие параметры навигации ВС и его запланированный маршрут в целях уменьшения интервала между ВС и обеспечения связью, которая будет способствовать автоматическому обмену информацией в реальном времени и цифровой связью между пилотами и УВД.

Благодаря данной возможности концепции FANS, её можно рассматривать в качестве информационного канала, связывающего пилота ВС и диспетчера УВД. На самолётах типа Airbus A320 интерфейс, обеспечивающий данное взаимодействие, реализован с помощью устройства, называемого Data Communication Display Unit (DCDU). DCDU отображает письменные сообщения отправленные/полученные экипажем в/из УВД в режиме реального времени. Общий вид DCDU представлен на рисунке 2.



Рисунок 2 – Общий вид DCU

Системе FMS отведена ключевая роль в обеспечении функций навигации, наблюдения и связи FANS. FMS выполняет определение фактического и прогнозируемого положения ВС, а также координацию, обработку и обмен данными с УВД и центром операций авиакомпаний [4].

Что касается новых возможностей системы FLS по расчёту параметров этапа посадки и управления этапом захода на посадку, то FLS представляет собой новую концепцию, применяемую к выполнению существующих процедур неточных заходов на посадку (Non-Precision Approach). FLS - это новый способ использовать эти существующие подходы к NPA, основанные на концепции системы инструментального захода на посадку ILS (от англ. Instrumental Landing System), для которой виртуальная траектория подхода и захода на посадку рассчитывается и выполняется системой FLS на основе данных из хранимой цифровой аэронавигационной базы данных NDB (от англ. Navigation Database) [4].

Этот новый подход к выполнению неточных заходов на посадку позволит производить неточные заходы так же, как и точные (по инструментальным средствам посадки) с аналогичной индикацией, управлением и поведением системы индикации и системы предупреждения опасных режимов полёта. Для реализации данной концепции необходимо усовершенствовать человеко-машинный интерфейс

взаимодействия пилота и системой FLS, в целях оптимального использования растущего числа функций для облегчения взаимодействия пилота с самолётом. Такая модификация системы FMS и ее высокий уровень автоматизации существенно изменят роль пилота. На данный момент существует современное решение данного вопроса. Для сравнения, в большинстве комплексов бортового оборудования современных ВС в настоящее время для взаимодействия пилота и системы FMS используются так называемые многофункциональные пульта управления и индикации «MCDU» (от англ. Multifunctional Control and Display Unit). Общий вид MCDU представлен на рисунке 3.



Рисунок – 3 Общий вид MCDU

В то же время, в современных проектах по разработке кабины экипажа и комплекса бортового оборудования ВС широко распространены широкоформатные интерактивные дисплеи высокого разрешения, позволяющие значительно усовершенствовать человеко-машинный интерфейс.

В представленных ожидаемых концепциях будущих комплексов бортового оборудования и организации кабины экипажа учитываются новые требования по реализации новых возможностей и функций для обеспечения возможности выполнять полёты в условиях роста интенсивности воздушных перевозок, необходимости сокращения потребления топлива и необходимости соответствовать непрерывно повышающимся требованиям к безопасности полетов. Общий вид информационного кадра FMS самолёта типа Airbus A380, индицируемого на широкоформатном дисплее, представлен на рисунке 4.



Рисунок 4 – Вид информационного кадра системы FMS самолёта Airbus A380 на широкоформатном дисплее.

Общий вид кабины экипажа самолёта типа Airbus A380, с использованием описанных новых подходов к организации рабочих мест пилотов представлен на рисунке 5.

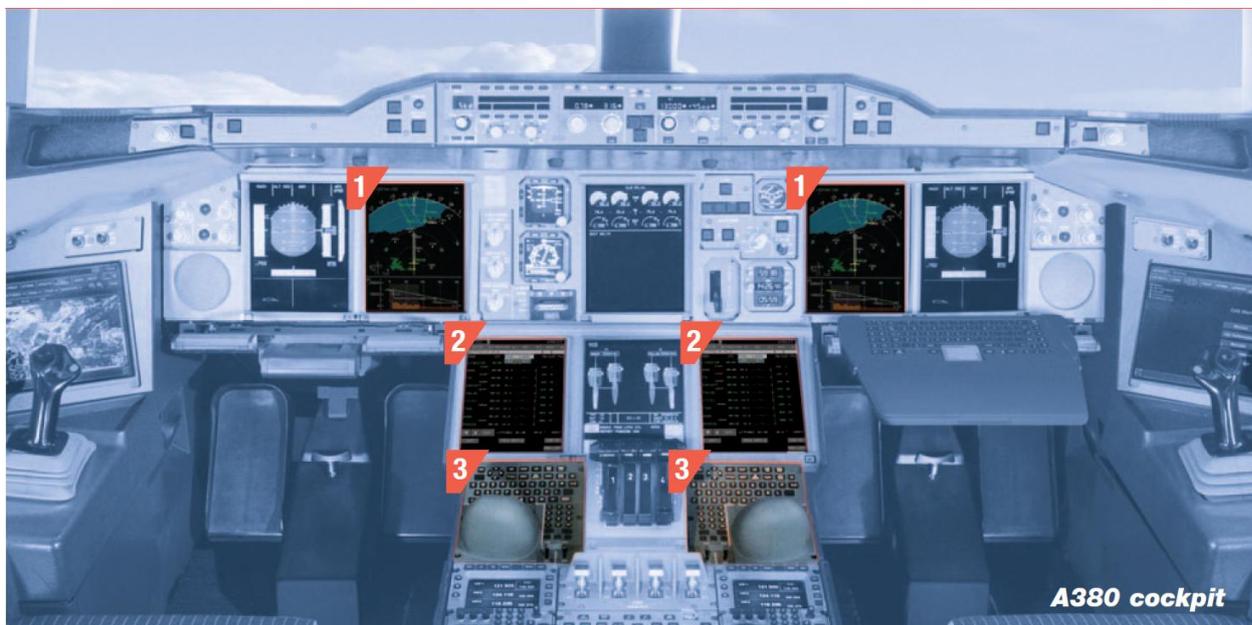


Рисунок 5 – Общий вид кабины пилота самолета AirbusA380 [4]

Постановка задачи

Цель работы – проведение испытаний по тестированию разработанных в работе [8] алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования в условиях изменяемой ветровой обстановки в режиме вертикальной навигации на этапе захода на посадку.

Стенд поискового моделирования

Стенд поискового моделирования выполняет следующие задачи:

- Обеспечение интерактивной разработки и оперативной оценки информационно-управляющего поля (ИУП);
- Поддержка процесса разработки комплекса бортового оборудования (КБО), обеспечение комплексной отработки логики и принципов работы КБО, оценки загрузки экипажа на этапах эскизного, технического и рабочего проектирования, а также в ходе наземных и летных испытаний КБО, в том числе при моделировании полета в замкнутом контуре с привлечением летного состава;

– Обеспечение возможности отработки рекомендаций в лётное руководство (ЛР), руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ), действий экипажа при выполнении нормальных и аварийных процедур.

Объектом испытаний для стенда поискового моделирования являются:

– ИУП кабины пилотов,
– Модели функционирования разрабатываемых компонентов бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО).

Стенд состоит из следующих составных частей:

– Комплекс моделей, являющихся объектом испытаний;
– Комплект моделей систем самолета, модель движения самолета и прочие модели, не являющиеся объектом испытаний, но используемые для работы стенда в замкнутом контуре и (или) моделирования всех ожидаемых условий эксплуатации;

– Система информационного обмена – технологическое ПО, обеспечивающее обмен информацией между отдельными моделями;

– Имитирующий комплекс – аппаратно-программный комплекс, обеспечивающий работу всех моделей;

– Макет кабины экипажа;

– Комплект имитаторов индикаторов;

– Комплект имитаторов органов управления;

– Система визуализации закабинной обстановки.

Для проведения стендовых испытаний в работе [8] разработаны математические модели режимов системы автоматического управления (САУ) [2,6,7], а так же следующие алгоритмы траекторного управления:

- Алгоритм функции горизонтальной навигации (LNAV);
- Алгоритм функции вертикальной навигации (VNAV);
- Алгоритм функции прибытия в конечную точку маршрута в требуемое время (TNAV).

Тестируемая система состоит из четырёх компонентов:

Навигационная база данных (информация о точках маршрута);

- Модель алгоритмов траекторного управления системы самолётовождения;
- Модель режимов САУ;
- Математическая модель пространственного движения самолета Sukhoi Superjet 100.

Структурная схема тестируемой системы представлена на рисунке 6.

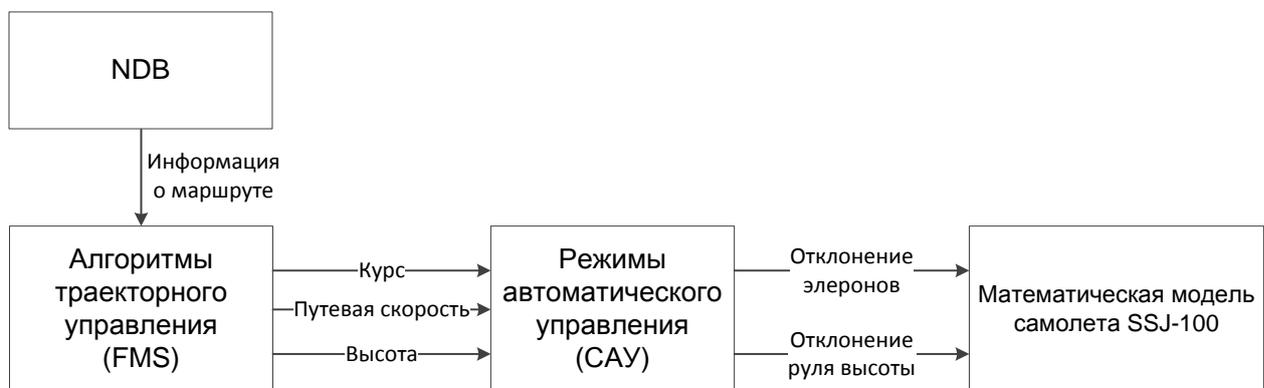


Рисунок 6 – Структурная схема тестируемой системы

В рамках данной статьи проведено тестирование описанной выше системы для оценки точности режима вертикальной навигации в условиях изменяемой ветровой обстановки на этапе захода на посадку.

Для оценки точности выполнения режима вертикальной навигации на этапе захода на посадку выполнен аналитический анализ величины сигнала отклонения от

заданной траектории полёта в вертикальной плоскости по схеме неточного захода на посадку от системы самолётовождения.

Для оценки применимости разработанной системы и для подтверждения соответствия самолёту RRJ-95 по точности выдерживания траектории самолёта в вертикальной плоскости при полётах в ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ) на этапе захода на посадку по траектории GPP было смоделировано 4 полёта, повторяющих полёты, выполненные в лётных испытаниях, в соответствующих условиях по следующим параметрам:

- Значение и направление ветра;
- Посадочная масса самолета;
- Центровка самолета;
- Температура воздуха на уровне аэродрома.

В таблице 1 приведен перечень наборов условий при проведении тестовых полётов.

Таблица 1 – Условий для тестовых полётов

№ испытания	Направление ветра	Вес самолета при посадке	Центровка самолета	ОАТ на уровне аэродрома
1	Встречный + боковой	40300 кг	16,5 %	20°C
2	Встречный + боковой	39900 кг	16,9 %	20°C
3	Попутный + боковой	33600 кг	18,5 %	5°C

4	Попутный + боковой	32700 кг	17,4 %	5°C
---	--------------------	----------	--------	-----

Все полёты осуществлялись по единому маршруту. Общая информация о маршруте представлена в таблице 2.

Таблица 2 – Общая информация о маршруте

ORIGIN	Runway	SID	Route	CRZ ALT	Transition	STAR	Approach	DEST	Runway
UUBW	30	SF3A	UUBW-UUBW	FL100	BW304	RE30S	RNAV30	UUBW	30

Подробная информация о поворотных пунктах маршрута (ППМ) с ограничениями по высоте пролета на этапе снижения и захода на посадку представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Информация о ППМ с ограничениями по высоте

ППМ	Широта	Долгота	Курс	Дальность	Ограничение по высоте
RELTO	N55°12.80	E039°42.78	269°	20.7 NM	
BW304	N55°20.20	E038°34.80	270°	39.4 NM	5000 AT
BW305	N55°22.72	E038°29.83	301°	3.78 NM	4000 AT
BW306	N55°24.52	E038°26.23	301°	2.72 NM	3360 AT
BW307 (FAF)	N55°28.87	E038°17.53	301°	6.58 NM	1644 AT
BW308	N55°30.58	E038°14.12	301°	2.59 NM	824 ABOVE
RW30 (MAPt)	N55°32.19	E038°10.94	301°	2.41 NM	57 AT

В результате проведения стендовых испытаний получены графики отклонения от вертикального профиля для каждого из полетов. Измерения величины отклонения от вертикального профиля производились от точки «FAF» до точки «MAPt», то есть от точки входа в глиссаду до точки принятия решения.

Графики отклонения от вертикального профиля стендовых полетов 1,2 в условиях встречного ветра представлены на рисунках 7,8.

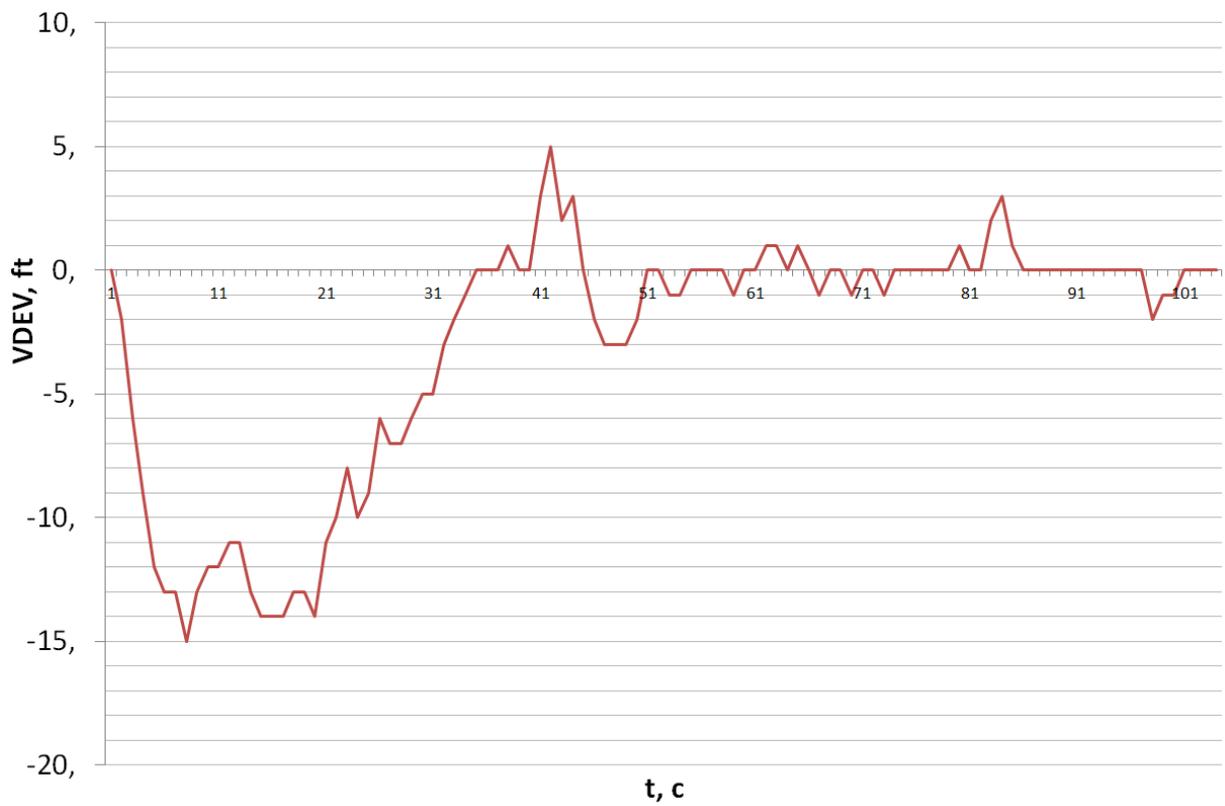


Рисунок 7 – График отклонения от вертикального профиля для полета 1

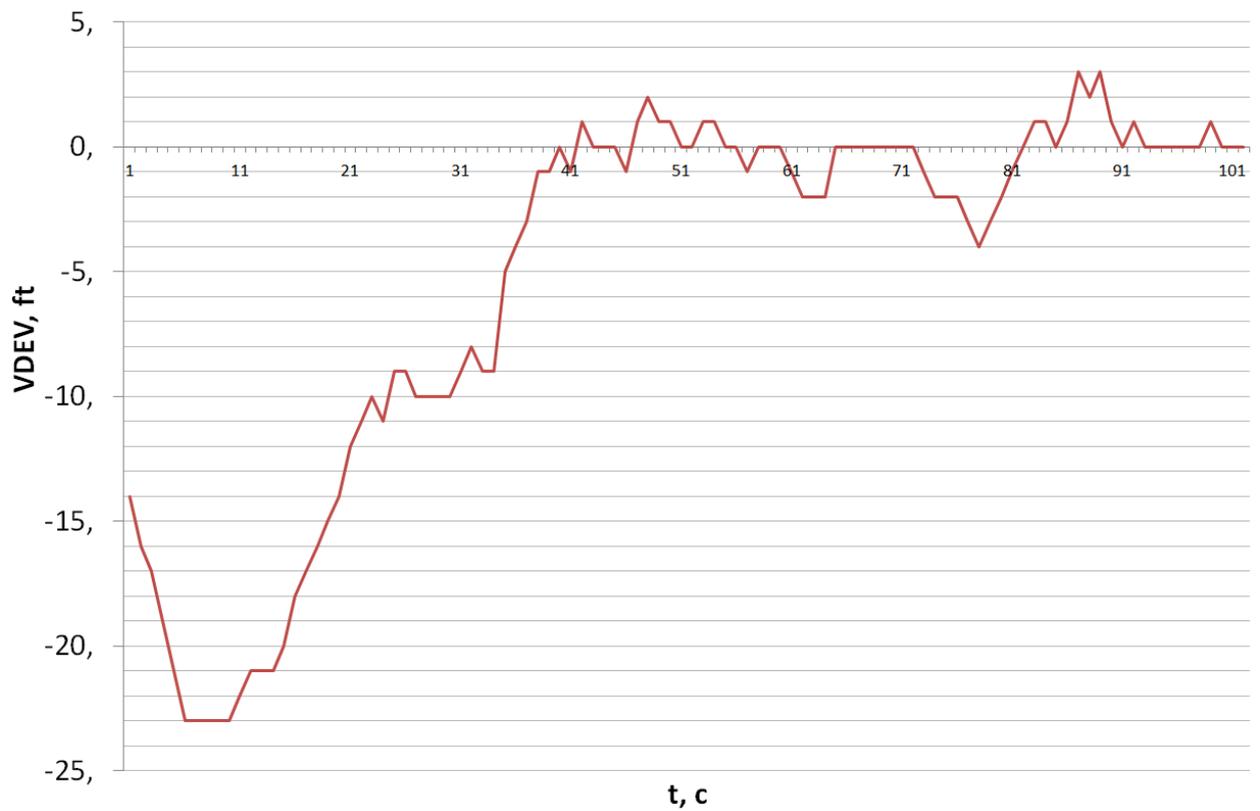


Рисунок 8 – График отклонения от вертикального профиля для полета 2

Графики отклонения от вертикального профиля стендовых полетов 3,4 в условиях попутного ветра представлены на рисунках 9,10.

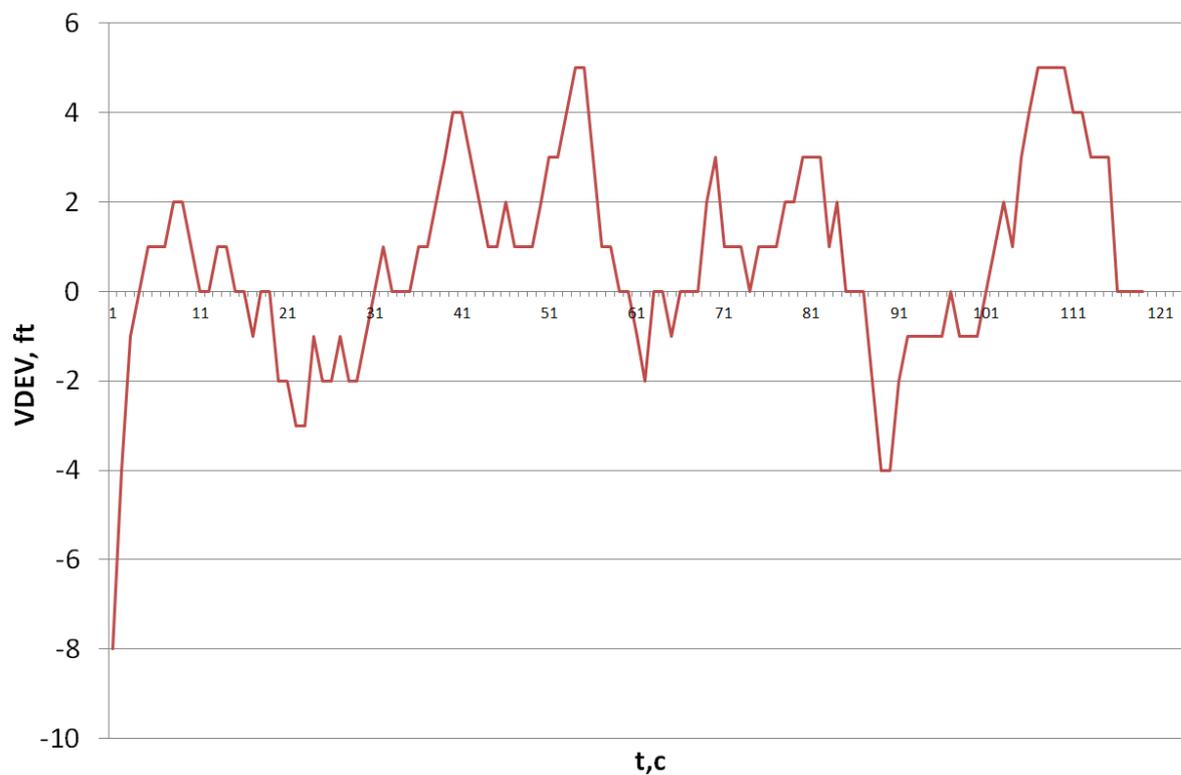


Рисунок 9 – График отклонения от вертикального профиля для полета 3

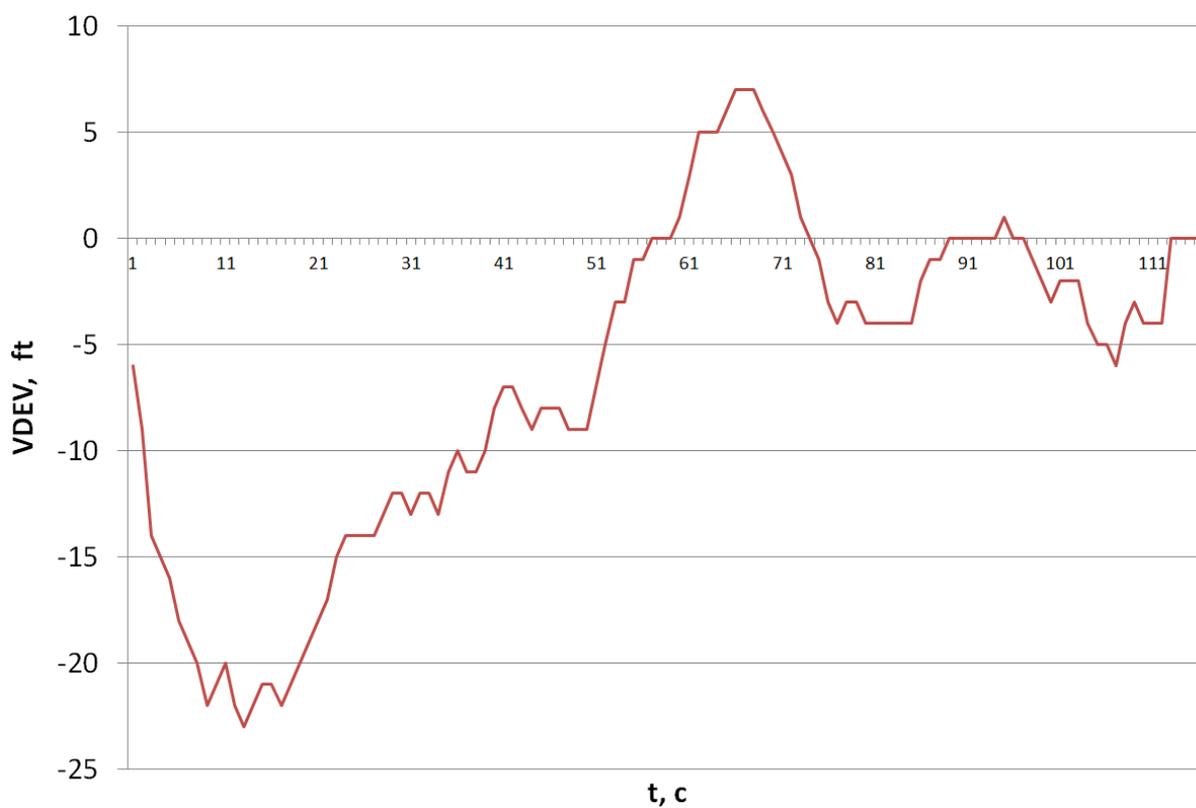


Рисунок 10 – График отклонения от вертикального профиля для полета 4

Для наглядной сравнения величины вертикального отклонения между стендовыми и лётными испытаниями на рисунках 11,12 приведены графики, позволяющие произвести визуальную оценку сходимости полученных результатов для полетов 1 и 4.

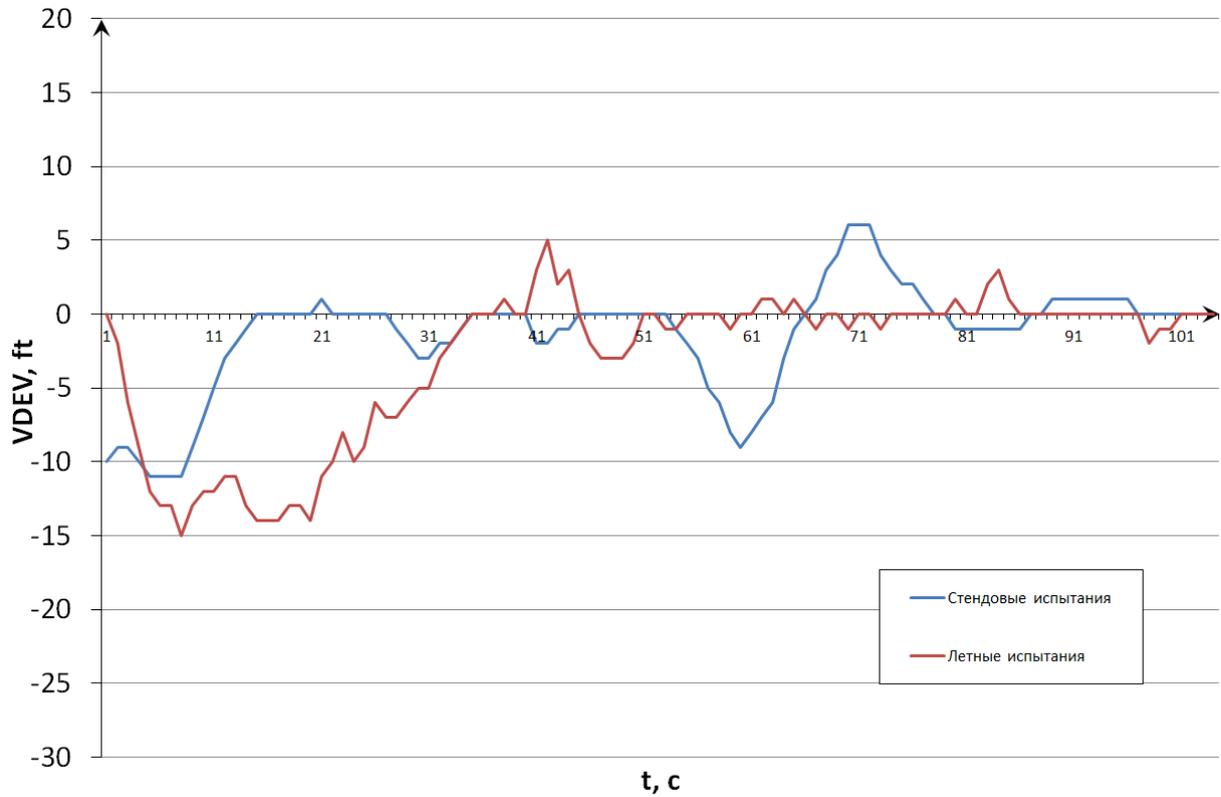


Рисунок 11 – Графики отклонения от вертикального профиля для полета 1
(стендовые+лётные испытания)

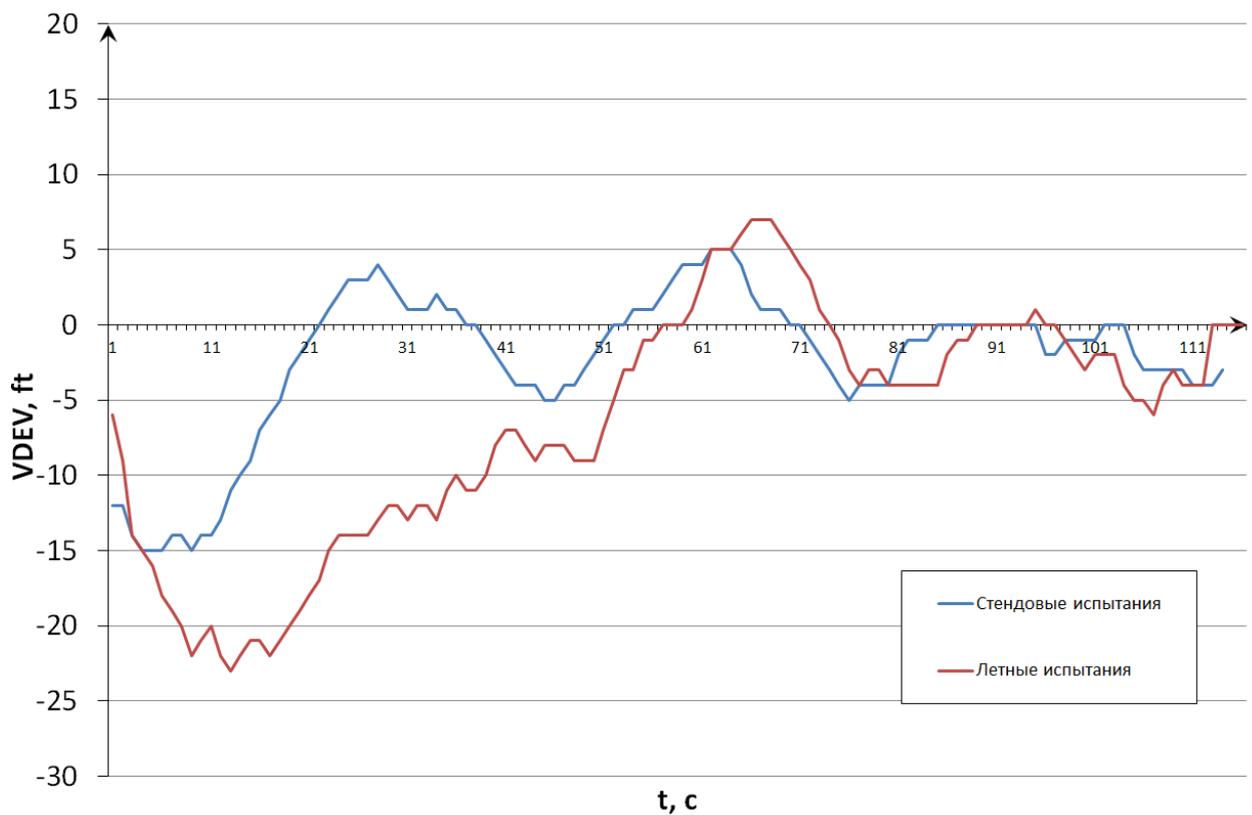


Рисунок 12 – Графики отклонения от вертикального профиля для полета 4 (стендовые+лётные испытания)

В таблице 4 приведены результаты анализа параметра «Вертикальное отклонение «VDEV»» и даны статистические характеристики погрешности пилотирования FTE на снижении по заданному профилю в вертикальной плоскости по диапазонам высот.

В приведенной таблице столбец: M_x – математическое ожидание, σ – СКО.

Таблица 4. Результаты обработки данных по проведенным полётам

№ полета	Стендовые испытания			Летные испытания		
	M_x	σ	$[M_x - 3\sigma; M + 3\sigma]$	M_x	σ	$[M_x - 3\sigma; M + 3\sigma]$
1	-1,44	3,71	[-12,58;9,71]	-3,01	5,11	[-18,34;12,32]
2	-1	4,3	[-13,89;11,89]	-5,35	7,88	[-29,00;18,29]
3	-2,84	3,3	[-12,73;7,05]	-6,97	8,77	[-33,29;19,35]
4	-2,34	4,95	[-17,20;12,52]	-6,5	7,9	[-30,20;17,20]

Для оценки адекватности полученных результатов, проведена оценка сходимости реальных и смоделированных полётов. Приведена демонстрация соответствия статистических характеристик продемонстрированного отклонения от заданной траектории. Результаты оценки подобия смоделированного полёта относительно реального полёта приведены в таблице 5.

Таблица 5. Результаты оценки подобия

№ полета	Стендовые испытания	Летные испытания
	$[m_x - 3\sigma; m_x + 3\sigma]$	$[m_x - 3\sigma; m_x + 3\sigma]$
1	[-12,58;9,71]	[-18,34;12,32]
2	[-13,89;11,89]	[-29,00;18,29]
3	[-12,73;7,05]	[-33,29;19,35]
4	[-17,20;12,52]	[-30,20;17,20]

В результате анализа рисунков 12, 13, а также результатов таблицы 5 можно сделать следующие выводы:

- поведение величины вертикального отклонения от заданного профиля, полученного в результате проведения стендовых испытаний, схоже с поведением аналогичной величины, полученной в результате идентичных летных испытаний;
- полученные результаты оценки погрешности пилотирования FTE по результатам стендовых испытаний не превышают результаты аналогичных летных испытаний, что говорит о высокой точности разработанных алгоритмов траекторного управления.

Заключение

В статье предложено описание концепций развития системы самолетовождения. Описаны направления развития и существующие решения поставленных задач.

В рамках тестирования разработанных ранее алгоритмов траекторного управления, получены результаты, для оценки адекватности которых проведено их сравнение с аналогичными по условиям летными испытаниями.

Полученные результаты оценки погрешности пилотирования FTE по совокупности полётов на снижении по заданному профилю в вертикальной плоскости от точки FAF до MAPt на траекториях GPP в автоматическом режиме управления с включенным автоматом тяги в течение 99,7% полётного времени не превышает значения 33 ft, что удовлетворяет пунктам СТУ.

Результаты научно-исследовательской работы внедрены в работу ООО «ОАК–Центр комплексирования» по проекту «Разработка комплекса бортового оборудования самолёта МС-21».

Библиографический список

1. Дос 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN), изд. 4. – Канада, Монреаль: ИКАО, 2013. – 444 с.
2. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. / Под ред. Г.С. Бюшгенса. Динамика полета. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
3. Вовк В.И. Зональная навигация. – СПб: АО «Центр автоматизированного обучения», 2004. – 128 с.

4. Flight management systems on commercial aircraft - past, present and future. URL: <http://www.e-ope.ee/download/eunirepository/file/1458/course.zip/FMSarticlebyairbus.pdf>.
5. Черный М.А. Самолетовождение. – М.: Изд-во «Транспорт», 1973. – 368 с.
6. 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.
7. 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>
8. Лунев Е.М., Неретин Е.С., Будков А.С. Разработка и исследование модели траекторного управления самолётом при полёте по маршрутам четырёхмерной зональной навигации // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84531>
9. Botez R. Flight trajectories optimization under the influence of winds using genetic algorithms, Laboratory of Research in Active Controls, Avionics and AeroServoElasticity, 2014, pp. 1 - 11.
10. Gardi A., Sabatini R., Ramasamy S. Real-Time trajectory optimisation models for Next Generation Air Traffic Management systems // Applied Mechanics and Materials, 2014, vol. 629, pp. 327 - 332.
11. Ramasamy S., Sabatini R., Gardi A., Liu Y. Novel flight management system for real-time 4–dimensional trajectory based operations // AIAA Guidance, Navigation, and Control conference, 2014, pp. 1 - 16.

12. Timar S., Hunter G., Post J. Assessing the benefits of NextGen performance based navigation (PBN) // Air Traffic Management Research and Development Seminar, 2014, pp. 1 - 9.
13. Dautermann T., Ludwig T., Geister R., Blasé T. Advanced RNP to ILS autoland approaches for optimal benefits from PBN: flight testing procedures with an A320 – Digital Avionics Systems Conference (DASC) // IEEE/AIAA, 2016, vol. 34, pp. 1 – 23.
14. Fellner A., Fellner R., Piechoczek E. Pre-flight validation RNAV GNSS approach procedures for EPKT in „EGNOS APV MIELEC PROJECT” // Scientific Journal of Silesian University of Technology, 2016, vol. 90, pp. 37 - 46.
15. Murrieta-Mendoza A., Beuze B., Ternisien L., Botez R. New reference trajectory optimization algorithm for a flight management system inspired in beam search // Chinese Journal of Aeronautics, 2017, vol. 30, pp. 1459 - 1472.
16. Roberto S., Patrón F., Botez R. New altitude optimisation algorithm for the flight management system CMA-9000 improvement on the A310 and L-1011 aircraft // Aeronautical Journal, 2013, vol. 117, pp. 787 - 805.
17. Mendoza A., Botez R. New method for aircraft fuel saving using a flight management system and its validation on the L-1011 aircraft, Laboratory of Research in Active Controls, Avionics and AeroServoElasticity, 2014, pp. 1 - 22.
18. Laurel S. Analysis of flight management system predictions of idle-thrust descents – NASA Ames Research Center // 29th Digital Avionics Systems Conference, 2015, pp. 1 - 15.
19. Mazzotta D., Cassaro M., Battipede M. 4D trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints // WSEAS Transactions on systems and control, 2017, vol. 12, pp. 221 - 231.

20. Mazzotta D. Guidance navigation and control techniques for 4D trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints // PEGASUS-AIAA Conference, 2016, pp. 190 - 200.