ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 17

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Москва
2017

УДК 004.657

ОРГАНИЗАЦИЯ УНИФИЦИРОВАННОГО ДОСТУПА К АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ БАЗЕ ДАННЫХ

П. Е. ДАНИЛИН, *к. т. н., доцент,*
К. А. АФЕНКО, *к. т. н.,*
Д. А. ИВЧЕНКОВ
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассматривается подход к организации взаимодействия программного обеспечения функциональных задач самолетовождения и программного обеспечения, реализующего систему управления базой аэронавигационных данных по принципу «клиент – сервер». Это позволит осуществлять разработку программного обеспечения самолетовождения независимо от поставщика аэронавигационной базы данных и разработчика программного обеспечения системы управления базой данных.

Ключевые слова: *структура базы данных, протокол доступа, унификация, импортозамещение.*

THE ORGANIZATION OF UNIFORM ACCESS TO AN AERONAUTICAL DATABASE

P. E. DANILIN, *PhD in Engineering, assistant professor,*
K. A. AFENKO, *PhD in Engineering,*
D. A. IVCHENKOV
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

The article considers the approach to organization of interaction between flight management software and the software that implements aeronautical database control system based on client-server concept. This will allow the flight management software development regardless of aeronautical database supplier and database control system software developer.

Keywords: *database structure, access protocol, unification, import substitution.*

Во время работы система самолетовождения выполняет обработку широкого ряда данных для обеспечения пилотов необходимой для полета визуальной информацией и выдачи во взаимодействующие системы полетных данных. В результате система самолетовождения взаимодействует с несколькими базами данных, в том числе с аэронавигационной базой данных [1].

Структура аэронавигационной базы данных определена требованиями спецификации ARINC-424 [2]. Этот документ устанавливает стандарты, рекомендуемые для авиационной промышленности при подготовке ссылочных данных, пригодных к использованию бортовой навигационной системой. Данные предназначены для использования программным обеспечением системы самолетовождения.

Обычно создание базы данных включает четыре основных этапа [3, 4].

Сбор данных. Организация, создающая базу данных, как правило, собирает данные в виде официальных документов, издаваемых уполномоченными органами. Такими документами является AIP (Aeronautical Information Publication) сборник аэронавигационной информации государств. Кроме таких документов в базу данных может быть включена информация из любого другого документа по требованию заказчика и предоставленного этим же заказчиком.

Преобразование данных. На основании собранных в бумажном виде данных создается электронная база данных. При этом к самим аэронавигационным данным могут быть добавлены новые данные, требующиеся для описания того или иного аэронавигационного элемента в электронном виде.

Выборка данных. Для удовлетворения специфических нужд каждого из заказчиков организация, производящая базы данных, проводит выборку данных по составу и географическому региону. При этом формируются отдельные подмножества данных, представляющие своего рода маленькие базы данных.

Форматирование. Каждое из подмножеств данных представляет собой файл или совокупность файлов. Для того чтобы эти файлы могли читаться той бортовой или наземной системой, для которой они предназначены, производится конвертирование информации базы данных во внутренний формат бортового вычислителя. Конвертирование между двумя форматами производится, как правило, с применением некоего промежуточного стандартного формата, почти всегда это стандарт ARINC 424.

Подготовленные таким образом файлы данных предоставляются на различных маркированных носителях информации.

При размещении их в бортовой вычислительной системе разработчики программного обеспечения сталкиваются с ограничениями производительности вычислительных блоков и объемов запоминающих устройств. Базовые типовые вычислительные модули при реализации по системе интегральной модульной авионики (ИМА) представляют собой высокопроизводительные вычислительные устройства для выполнения задач навигации, не предназначенные для хранения больших массивов аэронавигационных данных, таких, как база объектов земного шара.

В связи с этим было предложено выделение хранилища аэронавигационных данных в отдельное программное приложение, называемое сервером баз данных, которое может выполняться в вычислителе с большим объемом энергонезависимой памяти, но с меньшой производительностью. Сервер баз данных должен получать и выдавать информацию согласно установленному протоколу информационного взаимодействия.

Доступ к БД

Современные разработки используют модульные концепции построения самолетных систем, например, стандарт ARINC-653 [5]. Согласно этому стандарту, в вычислительном блоке производится разделение на системное программное обеспечение (ПО) или операционную систему (ОС) и прикладное ПО. Прикладное ПО, поставляемое различными исполнителями и организациями, располагается в независимых разделах ОС, выделяемых им интегратором. Это позволяет производить разработку модулей прикладного ПО независимо друг от друга и параллельно разработке системного ПО. Аэронавигационная база данных также является компонентом вычислительного комплекса, в связи с чем появляется возможность отделить компонент СУБД (система управления базами данных) в виде самостоятельного приложения. В этом случае должны быть описаны методы доступа к аэронавигационной информации.

Организация сетевого взаимодействия в бортовом вычислительном комплексе базируется на стандартизованных шинах передачи данных: ARINC 429 [6], ARINC 664 [7] и аналоговые линии. Для обмена между вычислителями системы модульной авионики основными линиями являются ARINC 429 – шины передачи информации по меткам данных и ARINC 664 – сеть пакетного обмена сообщениями. ARINC 429 обеспечивает непрерывный обмен фиксированным объемом данных по заданным меткам, а ARINC 664 обеспечивает полнодуплексную передачу данных, схожую с компьютерной локальной сетью.

В связи с тем, что обмен с СУБД не постоянен по времени и может потребовать больших объемов передаваемых данных, что зависит от текущих потребностей системы самолетовождения, предлагается построить метод доступа к самостоятельному приложению СУБД на основе шины ARINC 664.

При рассмотрении различных вариантов было определено три основных способа доступа к информации аэронавигационной базы данных (рис. 1):

— локальный доступ, использованный в предыдущих системах самолетовождения;

— сетевой доступ к файловой системе;

— сетевой доступ по принципу «клиент – сервер» с собственным протоколом.

Рис. 1. Варианты организации доступа к аэронавигационной базе данных

1. Локальный доступ требует больших объемов энергонезависимой памяти непосредственно в вычислителе с взаимодействующими системами. Возникает ограничение, связанное с поставщиком БД, поскольку способ доступа зависит от конкретной реализации СУБД.

2. Для сетевого доступа к файловой системе требуется разработка поддержки сетевых файловых систем (NFS, Network File System) для используемой операционной системы, что увеличит объем работ в части разработки базового ПО, но не изменит ситуацию с зависимостью от поставщика, поскольку протоколы доступа потребуется включать как часть ПО самолетовождения.

3. В случае доступа по протоколу взаимодействия достигается унификация компонента базы данных, как для различных систем, так и для различных исполнителей. При возникновении затруднения с ресурсами вычислительной платформы приложение сервера баз данных допустимо устанавливать в другой платформе. При такой организации можно также обеспечить доступ к одному серверу баз данных из других систем и приложений.

В результате доступ с установленным унифицированным протоколом наилучшим образом удовлетворяет потребности современных самолетных систем.

В то же время, одним из преимуществ данного метода является возможность смены поставщика и платформы для размещения аэронавигационных данных, что соотносится с политикой импортозамещения в авиационной промышленности.

Протокол обмена

Различные поставщики базы аэронавигационных данных и приложения СУБД могут использовать любые допустимые целевыми вычислителями языки программирования, архитектуру и структуру ПО. Для устойчивого обмена с различными СУБД нужно разработать и утвердить протокол обмена, предлагающий достаточный уровень унификации для минимизации изменений как при модификации состава данных СУБД, так и при переходе от одной СУБД к другой, например, при смене поставщика базы аэронавигационных данных.

Каждое действие с базой данных определяется некоторым запросом, будь то запрос на поиск аэронавигационного объекта по имени или типу или запрос на получение параметров объекта.

Данный запрос или ответ называется информационным сообщением, включающим технологические параметры и непосредственно данные запроса.

Таким образом, протокол обмена состоит из описания двух частей сообщения: системной, общей для всех запросов, и прикладной для каждого запроса. В системной части содержатся технологические параметры обмена, такие как размер, вид запроса (номер), контрольная сумма и т. д. В прикладной части содержатся данные для обработки сервером СУБД (запрос) или функцией самолетовождения (ответ на запрос). Хотя способ обработки запросов в СУБД может отличаться, на протокол обмена это не влияет.В результате, предлагаемый унифицированный протокол состоит из описания системной части, которую можно надстраивать при необходимости, и прикладной части, которая устанавливается описанием данных каждого запроса и требований на ответные данные.

Пример таблиц описания системной части и запросов прикладной части приведен на рис. 2 и в таблице. На рисунках приняты следующие обозначения: ВПП — взлетно-посадочная полоса; ЗО — зона ожидания; КТ — контрольная точка; НБД — навигационная база данных; ПМ — пункт маршрута; ППМ — промежуточный пункт маршрута; РТС — радиотехническая система; СВ — схема вылета; ILS — Instrument Landing System, инструментальная система посадки; VOR — VHF Omnidirectional Radio Range, всенаправленный радиомаяк УКВ диапазона; РНС − радионавигационная система.

№ п/п	Наименование параметра	Тип параметра
1	Размер	int
2	Количество структур в пакете	char
3	Тип запроса	int
4	Контрольная сумма	Int
5	Данные	char

Рис. 2. Формат системной части сообщения

Таблица списка запросов, с указанием входных и выходных данных

№	Функция	Вход	Выход	Код запроса
1	Запрос данных аэродрома по заданному адресу	Адрес аэродрома	Структура данных аэродрома	2
2	Выбор всех схем вылета для данного аэродрома	Адрес аэродрома	Массив СВ, кол-во СВ	4
3	Выбор всех ВПП для данного аэродрома	Адрес аэродрома	Массив ВПП, кол-во ВПП	5
4	Выбор всех схем прибытия для данного аэродрома	Адрес аэродрома	Массив СП, кол-во СП	6
5	Выбор всех заходов для данного аэродрома	Адрес аэродрома	Массив заходов, кол-во	7
6	Выбор всех ILS для данного аэродрома	Адрес аэродрома	Массив ILS, кол-во	8
7	Запрос данных ILS	Адрес ILS	Структура данных РНС	9
8	Запрос данных ПМ	Адрес ПМ	Широта, долгота, код КТ, признак КТ	10
9	Запрос данных выбранного схемы вылета в структуру СВ	Адрес схемы вылета	Кол-во участков СВ, кол-во РНС, кол-во ЗО, массив СВ, массив РНС, массив ЗО	11
10	Запрос данных выбранного схемы прибытия в структуру стандартной схемы	Адрес схемы прибытия	Кол-во участков СП, кол-во РНС, кол-во ЗО, массив СП, массив РНС, массив ЗО	13
11	Запрос данных выбранного захода в структуру стандартной схемы	Адрес захода	Кол-во участков СП, кол-во РНС, кол-во ЗО, массив СП, массив РНС, массив ЗО	15
12	Запрос данных ВПП	Адрес ВПП	Структура данных ВПП	17
13	Запрос данных ЗО	Адрес ЗО, Высота	Структура данных ЗО	18
14	Поиск всех ILS для заданного аэродрома (просмотр в БД)	Адрес аэродрома	Список ILS кол-во	20
15	Поиск всех КТ для заданного аэродрома (просмотр в БД)	Адрес аэродрома	Список КТ, кол-во	21
16	Поиск всех ВПП для заданного аэродрома (просмотр в БД)	Адрес аэродрома	Список ВПП, кол-во	22

№	Функция	Вход	Выход	Код запроса
17	Запрос данных ПМ (просмотр в БД)	Адрес ПМ	Структура данных для просмотра БД	23
18	Поиск NDB по коду	Идентифик. NDB	Список NDB, кол-во	24
19	Поиск VOR по коду	Идетифик. VOR	Список VOR, кол-во	25
20	Поиск ППМ по коду	Идентифик. ППМ	Список ППМ, кол-во	27
21	Поиск КТ аэродрома по коду	Идентифик. КТ	Список КТ, кол-во	28
22	Поиск ILS аэродрома по коду	Код ILS	Список ILS, кол-во	29
23	Запрос данных ППМ на маршруте	Адрес ППМ	Структура данных ППМ на маршруте	35
24	Поиск в НБД трассы по коду	Код трассы	Массив трасс, кол-во элементов	37
25	Формирование признаков VOR	Адрес	Класс РНС	777
26	Выбор РНС из квадрата	Координаты квадрата	Массив РТС, кол-во РТС	151
27	Выбор ILS	Адрес аэродрома	Структура ILS, кол-во	152
28	Инициализация базы (запрос этикеток)		Структура этикетки актуальной и второй баз	100
29	Смена базы		Структура этикетки актуальной и второй баз	101
30	Поиск всех точечных объектов по коду	Идентифик.	Список объектов, кол-во	45

Моделирование и апробация

Для выполнения задач системы самолетовождения было использовано приложение «Модуль Функционального Программного Обеспечения Самолетовождения» (МФПОС), разработанное в рамках проекта ИКБО-ИМА-Образцы. Приложение соответствует нормам и стандартам по разработке средств навигации и управления и было представлено на различных этапах испытаний самолетного оборудования в рамках проекта МФПОС.

Также была разработана модель сервера баз данных, удовлетворяющая протоколу обмена с СУБД. При выполнении процедуры, требующей использования аэронавигационных данных, посредством взаимодействия с интерактивным пультом приложением самолетовождения формируется запрос к базе данных в соответствии с типом решаемой задачи. Запрос принимается моделью сервера БД и обрабатывается, затем формируется ответное сообщение, отправляемое в приложение самолетовождения (рис. 3). При необходимости, например, при процедурах выбора элемента из нескольких вариантов, запрос повторяется.

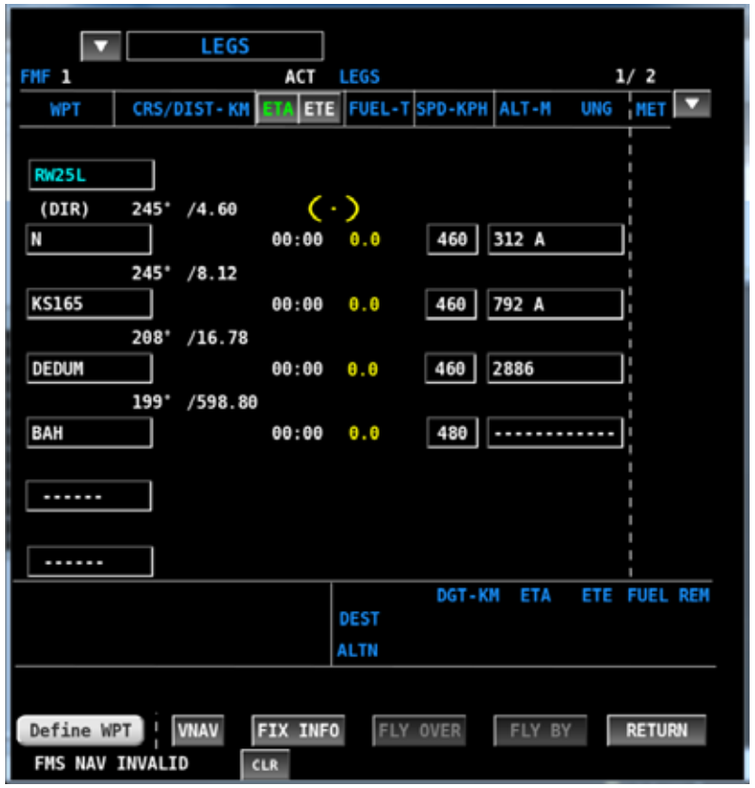
Проведен ряд испытаний МФПОС вплоть до межведомственных с использованием этой модели сервера баз данных. Зарегистрирована устойчивая работа обмена сообщениями с сервером баз данных при условии отсутствия проблем в бортовой вычислительной сети.

Заключение

В рамках статьи предложен метод вынесения аэронавигационной базы данных и СУБД в отдельное приложение, что повысит мобильность СУБД и обеспечит независимость сервера СУБД и использующего базу данных ПО.

Для предложенного метода сформирована таблица типовых запросов к аэронавигационной базе данных и проведена унификация этого набора запросов, что позволяет разработать унифицированный протокол обмена с сервером баз данных.

Создано и апробировано модельное приложение сервера баз данных в рамках проектов современного ПО самолетовождения. Эти достижения позволяют говорить о пригодности данного метода для использования в программном обеспечении самолетовождения, в том числе разрабатываемого перспективного самолета XXI века МС-21, объектов 45.03М и 70М.



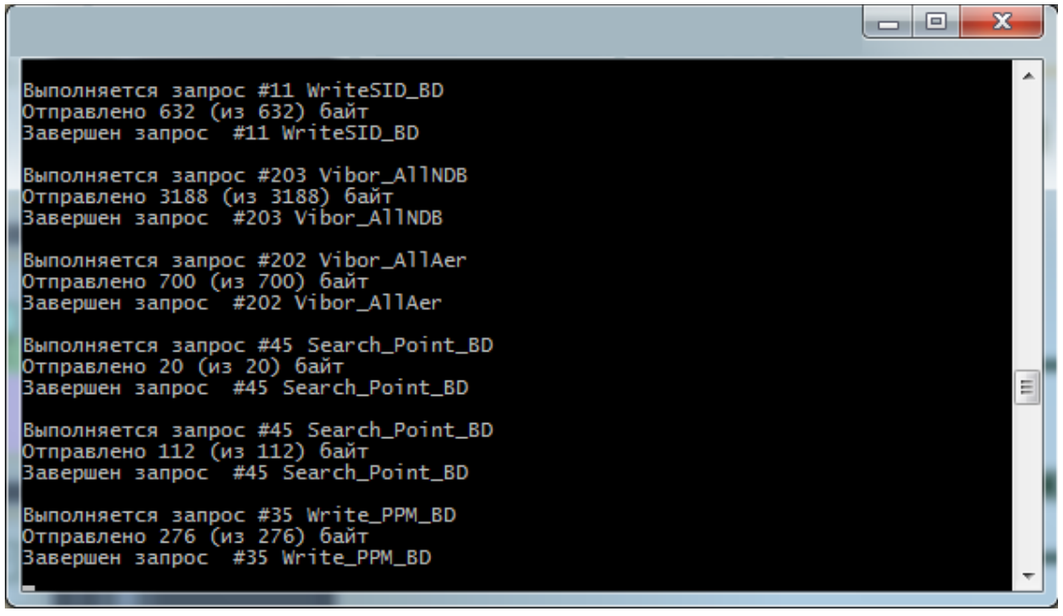


Рис. 3. Визуализация обмена с сервером баз данных

Литература

1. Данилин П. Е., Афенко К. А., Ивченков Д. А. Унификация протокола доступа к сервисам аэронавигационной базы данных. // Гироскопия и навигация №2. 2015.

2. Arinc specification 424-20 «Navigation system data base», Aeronautical Radio Inc. Dec 2011.

3. Данилин П. Е. Диссертация. Спецтема. 2007 г.

4. Данилин П. Е., Кочнева Е. В., Зайцева Н. А. Структура аэронавигационной базы данных ВСС и алгоритмы выбора точечных объектов. Мир авионики. №5. 2004.

5. Arinc specification 653P1-3 «Avionics application software standard interface. Part 1 – required services», Aeronautical Radio Inc. Nov 2010.

6. Arinc specification 429 «Mark 33 digital information transfer system (dits)», Aeronautical Radio Inc. May 2004.

7. Arinc specification 664P7 «Aircraft data network part 7 avionics full-duplex switched ethernet network», Aeronautical Radio Inc. Sep 2009.

УДК 629.7.05

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ФПО В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИОННОЙ СРЕДЫ

Е. Д. КОЛОТИЛОВ, *к. т. н.,*
П. Е. ДАНИЛИН, *к. т. н., доцент,*
Д. А. СТАРИЧЕНКОВ
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье приводится обзор функционального программного обеспечения (ФПО), решающего задачи навигации. Описывается процесс создания имитационной среды для проведения предварительных испытаний ФПО.

Ключевые слова: *предварительные испытания, ФПО, ARINC 653, стенд, имитатор, эмулятор, имитационная среда.*

THE TECHNIQUE OF FSW PRETESTING IN SIMULATION ENVIRONMENT

E. D. KOLOTILOV, *PhD in Engineering,*
P. E. DANILIN, *PhD in Engineering, assistant professor,*
D. A. STARICHENKOV
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

The article provides a review of the functional software (FSW) for navigation. The process of simulation environment development for FSW pretesting is described.

Keywords: *pretesting, FSW, ARINC 653, test rig, simulator, emulator, simulation environment.*

Введение

Разработка бортового программного обеспечения (ПО) предусматривает этап предварительных испытаний (ПИ), на котором должно быть продемонстрировано выполнение функций, предписанных техническим заданием на ПО [1].

В настоящее время ПАО «МИЭА» выполняет разработку функционального программного обеспечения для решения задач навигации и самолетовождения (ФПО НО) для объекта 45.03М [2].

Проведение испытаний ФПО НО должно выполняться в целевой среде бортового вычислителя, взаимодействующего с сопрягаемым оборудованием. С этой целью создается многофункциональный стендовый комплекс (МСК). В связи с длительными сроками поставки целевой бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и многофункционального пульта управления (МФПУ), а также отсутствием ряда согласованных протоколов информационного взаимодействия (ПИВ), задача проведения ПИ в заданные сроки усложняется. Таким образом, встает необходимость создания имитационной среды, обеспечивающей инфраструктуру для проведения испытаний.

Обзор ФПО НО

ФПО НО — сложная техническая система, решающая большое количество задач для обеспечения навигации, самолетовождения, инженерно-штурманских расчетов, а также обеспечивающая информацией другие бортовые системы, в том числе отвечающие за выполнение целевых задач объекта 45.03М.

ФПО НО является одним из приложений информационно-управляющей системы (ИУС) самолета, которая строится в соответствии с концепцией интегрированной модульной авионики (ИМА).

ФПО НО взаимодействует с различными системами, датчиками и другими функциональными приложениями, входящими в состав бортового оборудования. Структурная схема ФПО НО и его связей приведена на рис. 1.

В ИУС применяются специализированные бортовые вычислители отечественной разработки, которые имеют некоторые ограничения по вычислительным ресурсам. С учетом данных ограничений, а также исходя из принципов построения ИУС, была разработана двухкомпонентная архитектура ФПО НО, при этом ПО самолетовождения выполняется в рамках единого ПО, запускаемого на одном вычислителе.

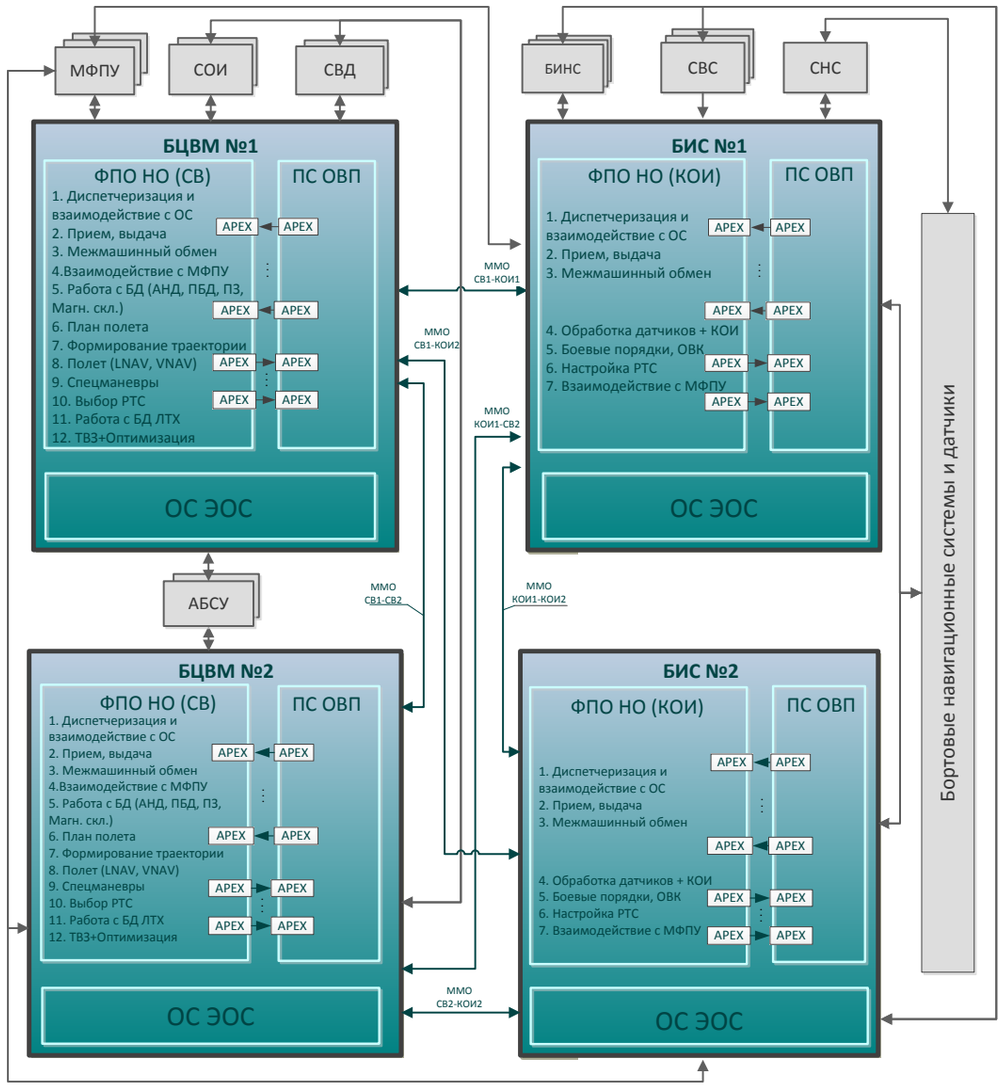


Рис. 1. Схема ФПО НО и его связей

Двумя компонентами являются:

- компонент «Комплексной обработки информации» (КОИ), функционирующий на бортовой интерфейсной станции (БИС);
- компонент «Самолетовождения», функционирующий в составе бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ).

Каждый компонент решает свой определенный набор задач (рис. 1) и взаимодействует с другими по линии межмашинного и межкомпонентного обмена. Отметим также, что ФПО НО является дублированной системой.

Вычислительные машины (БИС и БЦВМ) функционируют под управлением операционной системы реального времени ЭОС, соответствующей стандарту ARINC 653. Компоненты ФПО НО являются разделами (partition), выполняемыми в ОС.

С «внешним миром» ФПО НО общается при помощи APEX-портов — механизма взаимодействия между разделами, определенном в ARINC 653. Информационный обмен ФПО НО происходит через ПО ввода вывода (ПС ОВП, специализированный драйвер).

Необходимость создания имитационной среды

Для проведения испытаний необходима организация такого тестового окружения, которое позволяло бы поместить проверяемый объект в среду, максимально приближенную к целевой, задавать входные воздействия, а также снимать и регистрировать выходные результаты.

Также к началу проведения ПИ отсутствовали утвержденные протоколы информационного взаимодействия (ПИВ) ФПО НО с ПО ввода вывода и взаимодействующими системами.

Для задания входных воздействий и получения результатов необходимы эмуляторы взаимодействующего оборудования. В ПАО «МИЭА» разработан «Динамический имитатор навигационной обстановки» (ДИНО), имитирующий работу бортовых систем и датчиков (бортовая инерциальная навигационная система — БИНС, система воздушных сигналов — СВС, спутниковая навигационная система — СНС, радиотехническая система — РТС, автоматическая бортовая система управления — АБСУ, комплекс управления топливом и центровкой — КУТЦ), а также, будучи включенным в замкнутый контур, — движение материальной точки.

Для задания входных данных и управления ФПО НО штурманом или летчиком используется многофункциональный пульт управления (МФПУ). Данная система является специализированной под задачи конкретного объекта. Вид кадров согласовывается и утверждается заказчиком. На момент начала ПИ ФПО НО данная работа не была завершена и эмулятор МФПУ не был поставлен на стенд ПАО «МИЭА». Аналогичная ситуация сложилась с эмулятором системы отображения информации (СОИ).

ФПО НО для выполнения ряда функций необходим доступ к базам данных (аэронавигационная, пользовательская и т. д.). В данном проекте

был выбран клиент-серверный принцип доступа к базе данных. На средствах ввода данных (СВД) реализуется СУБД, обеспечивающая доступ к данным посредством формализованных запросов. Эмулятор СВД был разработан, но уже после завершения ПИ ФПО НО.

Как уже говорилось выше, ФПО НО должно функционировать в среде вычислительных машин (БЦВМ, БИС), но в связи с их отсутствием на момент проведения предварительных испытаний сложилась ситуация, в которой для успешного завершения предварительных испытаний и демонстрации выполнения функций технического задания необходимо было создать тестовую среду имитирующую окружение ФПО НО, при этом не имея в полном объеме исходные данные для ее построения. Рассмотрим технологию создания такой имитационной среды.

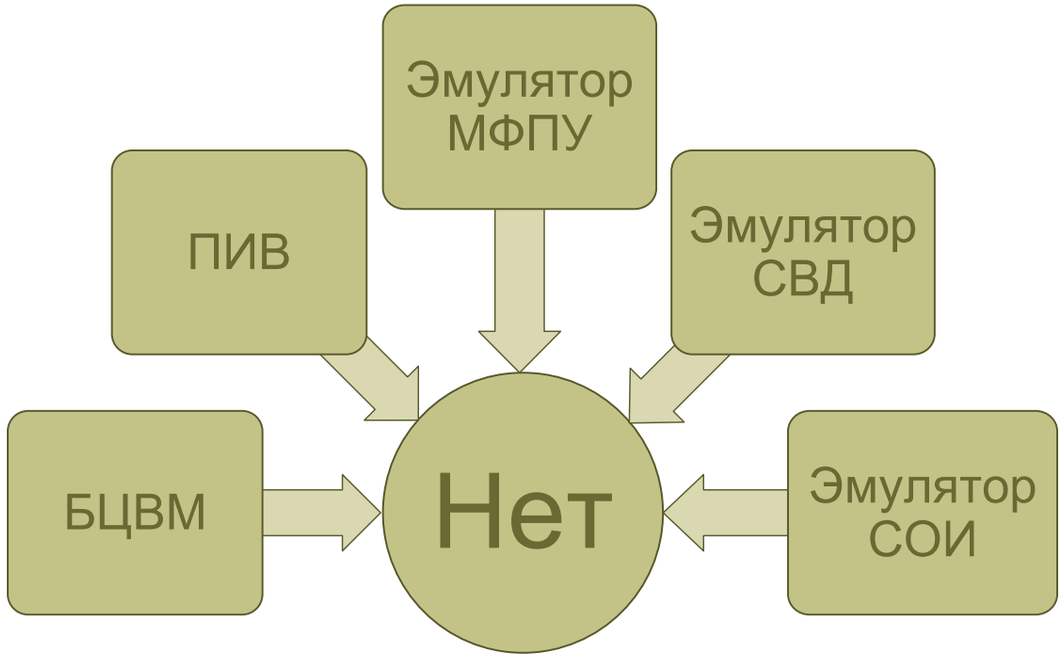


Рис. 2. Предпосылки к созданию имитационной среды

Замещение недостающих элементов имитационной среды

Для создания имитационной среды, позволяющей выполнить проверку в ходе предварительных испытаний, было принято решение использовать имеющийся опыт и наработки, полученные в ходе выполнения ПАО «МИЭА» других проектов, и заместить недостающие элементы имитационной среды.

Рис. 3. Замещение элементов имитационной среды

В качестве вычислительных машин (БЦВМ и БИС) был принят к использованию программный эмулятор eArinc653, разработки ФГУП ГосНИИАС. Данный эмулятор функционирует на инструментальном ПК под управлением ОС Linux. Он эмулирует поведение ОС ЭОС, порты ввода вывода и позволяет запустить один или несколько разделов на выполнение. Эмулятор осуществляет передачу данных через APEX-порты между разделами и позволяет выполнять подключение внешнего пользовательского приложения. В eArinc653 предусмотрена возможность просмотра и регистрации данных, передаваемых через APEX-порты [3].

Отсутствие протоколов информационного взаимодействия компенсировалось структурой данных, а также перечнем и конфигурацией APEX-портов, разработанных ПАО «МИЭА» в рамках проекта МФПОС. Данных подход стал возможным благодаря использованию технологии ИМА.

В рамках выполнения работ по системе НВС-021М был разработан имитатор протокола обмена с пультом, позволяющий задавать команды, а также отображать необходимые данные, выдаваемые навигационной системой.

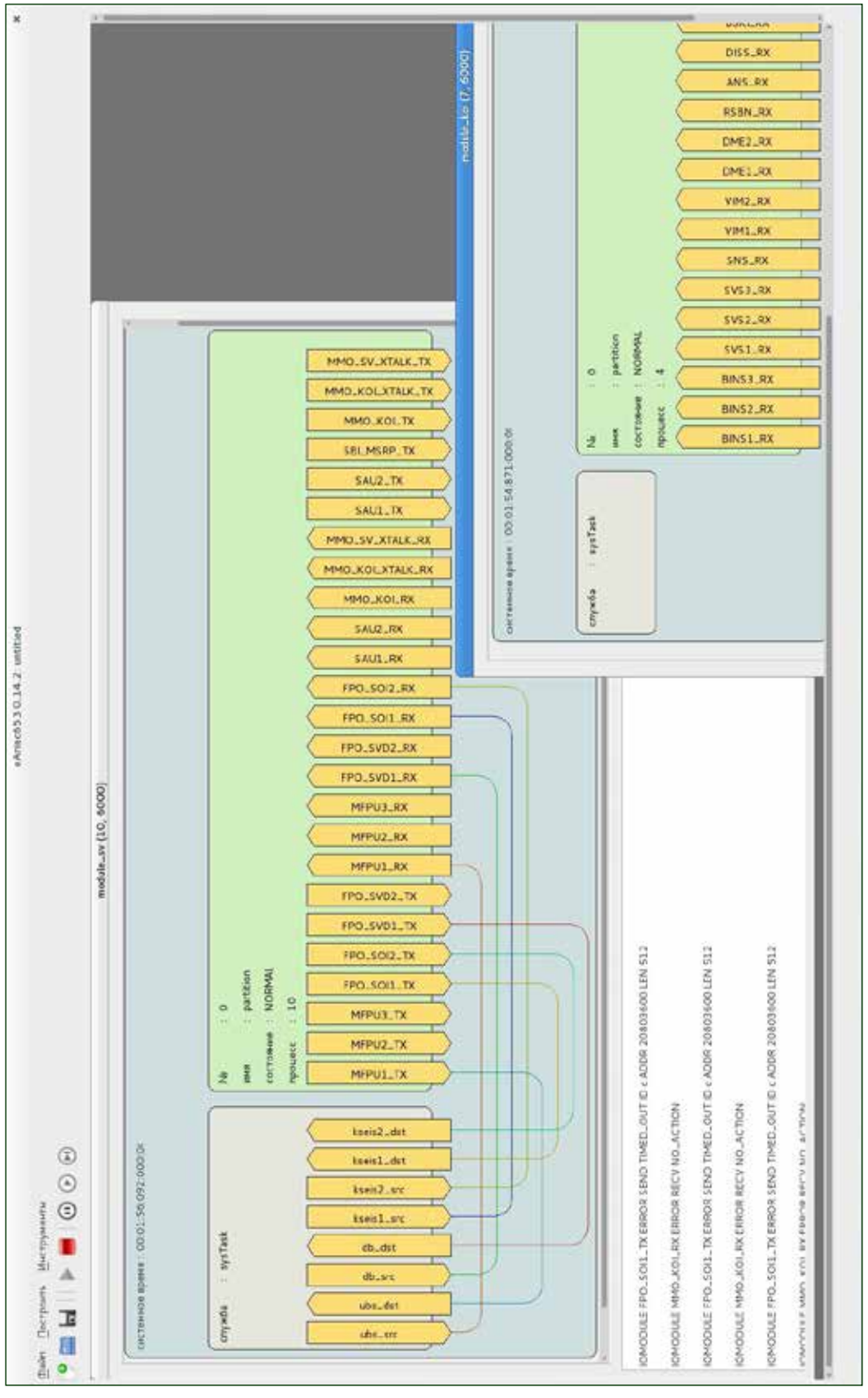


Рис. 4. Основное окно эмулятора eArinc653

Так как система НВС-021М наиболее близка по решаемым задачам к ФПО НО, это позволило принять решение использовать данный имитатор протокола обмена в качестве имитатора МФПУ.

В рамках проекта МФПОС применялась та же концепция доступа к базе данных, что и при разработке ФПО НО. Таким образом, появилась возможность заместить систему ввода данных (СВД) сервером базы данных, разработанным ПАО «МИЭА» для МФПОС.

Для отображения данных на навигационных и пилотажных кадрах СОИ были приняты к использованию имитаторы КПИ и МФИ, разработанные ПАО «МИЭА» для системы ВСС-100.

В результате данного замещения были выработаны решения, позволяющие заменить отсутствующие элементы и собрать воедино имитационную среду.

Интеграция имитационной среды на МСК

Имитационная среда была интегрирована на аппаратных средствах моделирующего стендового комплекса. В его состав входят 5 персональных компьютеров, каждый из которых решает определенную задачу: два рабочих места программиста (РМП №1, №2), имитатор МФПУ, ДИНО и имитатор индикаторов. Структурная схема МСК и расположение на ней элементов имитационной среды приведены ниже.

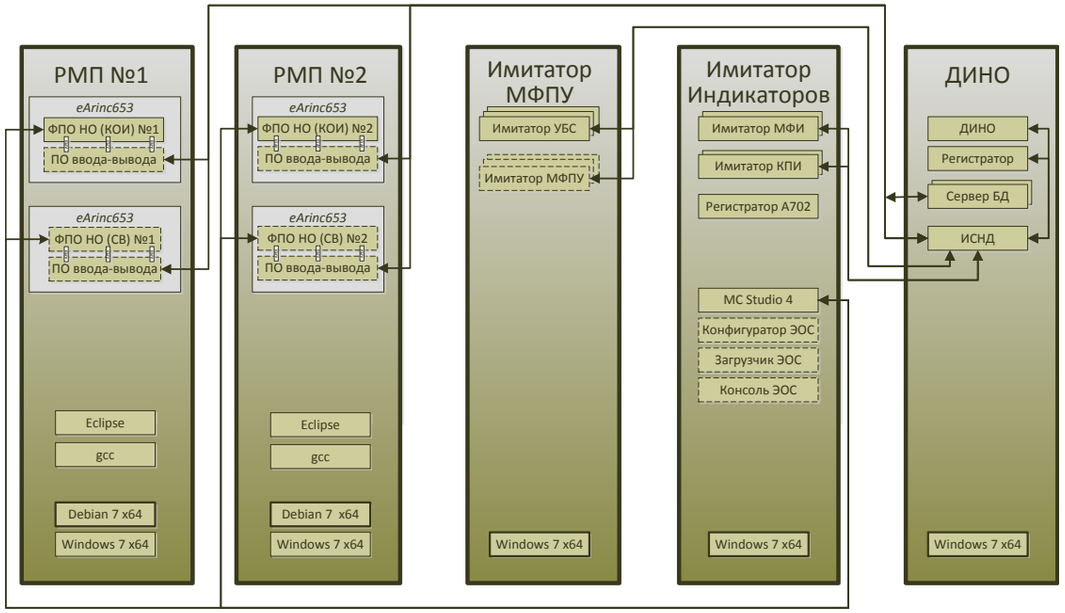


Рис. 5. Структурная схема эмуляторов на МСК

В центре данной интеграции стоит ПО, обеспечивающее коммутацию и маршрутизацию данных между различными эмуляторами. Данное ПО (имитатор сигналов навигационных датчиков — ИСНД) было заимствовано из МФПОС и доработано с учетом особенностей данного проекта.

Подготовка к проведению предварительных испытаний

После интеграции имитационной среды на МСК, компоненты ФПО НО были подготовлены к запуску на эмуляторе eArinc653. Данный эмулятор требует сборки компилятором, отличным от того, который используется для целевых вычислительных машин. При помощи встроенных средств эмулятора были описаны форматы входных и выходных данных ФПО НО для обеспечения их просмотра и анализа.

В ходе работ с eArinc653 специалистами ПАО «МИЭА» были предложены пути улучшения интерфейса эмулятора. Специалисты ФГУП ГосНИИАС оперативно доработали данный эмулятор, что существенно упростило работу с ним.

ФПО НО протестировано в имитационной среде по методике интегральной проверки с целью подготовки к предварительным испытаниям. Были проведены предварительные испытания с участием представительства заказчика, получившие одобрение.

Допущения и ограничения имитационной среды

Естественно, имитационная среда воспроизводит бортовую среду не полностью, и описываемая среда имеет ряд допущений и ограничений.

В частности, эмулятор eArinc653 не вносит ограничений по объему ОЗУ, присущих реальному вычислителю, а также не полностью обеспечивает процесс вычислений в режиме реального времени.

Эмуляторы, входящие в состав имитационной среды, используются с учетом ряда допущений, а форматы обмена с ними должны быть уточнены в ходе дальнейших работ.

Выводы

В результате проведения данной работы была достигнута основная ее цель — успешно пройдены предварительные испытания ФПО НО.

Основные результаты можно сформулировать следующим образом:

1. Построение и использование имитационной среды позволило провести ПИ ФПО НО с учетом указанных ограничений;

2. Имитационная среда может быть построена даже при отсутствии необходимых входных данных в полном объеме.

Литература

1. А. С. Ласточкин, И. В. Калинина, П. Е. Данилин. Особенности проектирования многокомпонентного программного обеспечения с различным уровнем гарантии разработки. Доклад на Конференции, посвященной 65-летию ПАО «МИЭА». // Труды МИЭА, выпуск 12, 2016.

2. ГОСТ РВ 15.203-2001. Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Порядок выполнения опытно-конструкторских работ по созданию изделий и их составных частей.

3. ARINC 653. Стандартный интерфейс прикладного программного обеспечения для авиации, 2003.

УДК 629.7.05

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ LPV-ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

И. В. КАЛИНИНА, *к. т. н., доцент,*
А. С. ЛАСТОЧКИН,
П. Е. ДАНИЛИН, *к. т. н., доцент,*
Е. Д. КОЛОТИЛОВ, *к. т. н.*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье описывается разработка алгоритма формирования управляющих сигналов для выполнения процедуры захода на посадку по характеристикам курсового маяка с вертикальным наведением в контексте разработки функционального ПО самолетовождения. Предложена архитектура функционального ПО с разбиением и изоляцией компонентов с разным уровнем гарантии разработки для соблюдения соответствия предъявляемым требованиям по безопасности и точности выдерживания траектории, также рассматриваются особенности реализации алгоритма и результаты математического моделирования, подтверждающего его работоспособность.

Ключевые слова: *LP/LPV-заходы на посадку, концепция PBN, GNSS с функциональным дополнением, повышение уровня гарантии разработки, концепция интегрированной модульной авионики (ИМА), компоненты ПО самолетовождения.*

THE FEATURES OF LPV-APPROACH FLIGHT MANAGEMENT SOFTWARE DESIGN

I. V. KALININA, *PhD in Engineering,*
A. S. LASTOCHKIN,
P. E. DANILIN, *PhD in Engineering, assistant professor,*
E. D. KOLOTILOV, *PhD in Engineering*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

The article describes the development of control signal generation algorithm for LPV (localizer performance with vertical guidance) approach procedures in the context of flight management software design. The article offers the functional software architecture with partitioning and isolation of components with different development assurance levels to comply with safety and flight path tracking accuracy requirements. The algorithm implementation features and mathematical simulation results, confirming its operability, are considered as well.

Keywords: *LP/LPV-approaches, PBN concept, GNSS with augmentation system, development assurance level increase, Integrated Modular Avionics (IMA) concept, flight management software components.*

В целях достижения максимальной пропускной способности, повышения безопасности и регулярности полетов региональной и гражданской авиации в целом эксплуатантам воздушных судов и разработчикам авиационной техники необходимо использование новых концепций и архитектурных решений при проектировании бортового программного обеспечения (ПО). Одной из таких концепций является разработанная и представленная Международной организацией гражданской авиации ИКАО концепция PBN (Performance Based Navigation — навигации, основанной на характеристиках) — концепция разделения воздушного пространства на зоны с различным уровнем требуемых навигационных характеристик.

Данная концепция раскрывается в документе ICAO Doc 9613 [1]. Требования к характеристикам определяются параметрами точности, целостности, непрерывности и функциональных возможностей, необходимых для выполнения полетов в конкретной области воздушного пространства. В навигационной спецификации рекомендуется, какие навигационные датчики и бортовое оборудование могут использоваться для соблюдения этих требований. Преимущества концепции PBN заключаются, но не ограничиваются следующими пунктами:

- снижение потребностей в техническом обеспечении маршрутов и схем, основанных на конкретных датчиках, а также снижение связанных с этим расходов;
- устранение необходимости разработки основанных на конкретных датчиках операций при появлении новых навигационных систем;
- повышение эффективности использования воздушного пространства (организация маршрутов, топливная эффективность, снижение уровня шума);
- упрощение процесса эксплуатационного утверждения воздушных судов путем предоставления ограниченного набора навигационных спецификаций для глобального применения.

PBN устанавливает требования к воздушному судну и летному экипажу, изложенные в навигационных спецификациях. Навигационные спецификации охватывают различные этапы полета — от выполнения полетов над океаническими районами воздушного пространства (RNAV 10) до выполнения точных заходов на посадку (RNP APCH, RNP AR APCH). В таблице 1 представлены требования по точности различных навигационных спецификаций для всех этапов полета [1].

Таблица 1. Навигационные спецификации PBN (величина допустимого отклонения, м. м.)

Спецификация	Этап полета							
	Полет по маршруту		Прибытие	Заход на посадку				Вылет
	Океан. ВП / Удаленное	Континент. ВП		Начальный этап	Промежуточный этап	Конечный этап	Уход на второй круг	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 4	4							
RNP 2	2	2						
RNP 1			1	1	1		1	1
RNP APCH				1	1	0,3	1	
RNP AR APCH				1-0,1	1-0,1	0,3-0,1	1-0,1	
A-RNP	2	2 или 1	1	1	1	0,3	1	1
RNP 0.3		0,3	0,3	0,3	0,3		0,3	0,3

При разработке функционального ПО самолетовождения (ФПОС) для перспективных воздушных судов на раннем этапе жизненного цикла было принято решение о необходимости соответствия представленным в ICAO Doc 9613 требованиям к навигационным характеристикам, включая заходы на посадку. В спецификации RNP APCH описываются прикладные процессы захода на посадку по информации GNSS с функциональным дополнением, которые позволяют использовать минимумы, обозначаемые как LP и LPV. Метод функционального дополнения для глобальной спутниковой системы GNSS заключается в использовании получаемых дифференциальных поправок от наземного компонента GBAS или спутникового SBAS, что повышает точность определения местоположения ВС. Для выполнения LPV-захода (точного захода на посадку по характеристикам курсового радиомаяка с вертикальным наведением) необходимо получать информацию от сети геостационарных спутников и связанных с ними наземных станций. LPV-заход соответствует параметрам захода ILS по категории I, и обеспечивает автоматическое наведение до высоты принятия решения 200 футов (или 60 м).

Разработка ПО самолетовождения без решения задачи точного захода на посадку соответствует уровню ПО «С» (в терминах DO-178C [2] или KT-178C). Включение в перечень задач, выполняемых ФПОС, функции точного захода на посадку, такого как LP или LPV-заход, заставляет пересмотреть структуру ПО и его уровень. Именно требования, предъявляемые к процедуре захода на посадку по LPV, обусловливают повышение уровня гарантии разработки ПО до уровня «В» — аварийная ситуация при отказе или ненормальном поведении ПО. Стоит отметить, что разница между соответствием требованиям для уровня «В» и уровня «С» в регламентирующем процесс создания ПО документе DO-178C весьма значительна, в частности, для большей части верификационных работ должны быть обеспечены независимость разработчика от непосредственного исполнителя мероприятий по верификации и достижение целей, не представленных для более низкого уровня гарантии разработки процессов жизненного цикла ПО.

В целом DO-178C не предполагает изоляции или разбиения функций ПО с более высоким уровнем гарантии разработки, что становится возможным только благодаря применению концепции интегрированной модульной авионики (ИМА) и формированию изолированных разделов вычислителя, взаимодействие между которыми определяется авиационными стандартом ARINC 653 [3]. Для сохранения рисков и трудозатрат при разработке функционального ПО самолетовождения на приемлемом уровне было предложено использовать характерный для ИМА подход с разбиением ПО на компоненты [4]. На этапе проектирования была разработана двухкомпонентная архитектура ПО, при этом в памяти вычислителя расположены два обособленных раздела, ошибки или отказы которых не могут влиять друг на друга (рис. 1).

Двухкомпонентая архитектура состоит из основного компонента, реализующего задачи общего самолетовождения, и дополнительного, обеспечивающего формирование управляющих сигналов для выполнения LP/LPV-заходов на посадку.

Информационный обмен между изолированными разделами осуществляется через сообщения в выделенной области памяти вычислителя, назначенной конкретному приложению [5] — в данном случае, функциональному ПО самолетовождения, причем другие приложения не имеют возможности записывать собственные данные в ней. В авиационном стандарте ARINC 653 за доставку и целостность данных в сообщениях отвечает базовое ПО вычислителя. Жестко изолированные друг от друга с точки зрения использования процессорного времени, оперативной памяти и доступа к устройствам ввода-вывода разделы вычислителя и программный интерфейс прикладного ПО также определяются в стандарте ARINC 653.

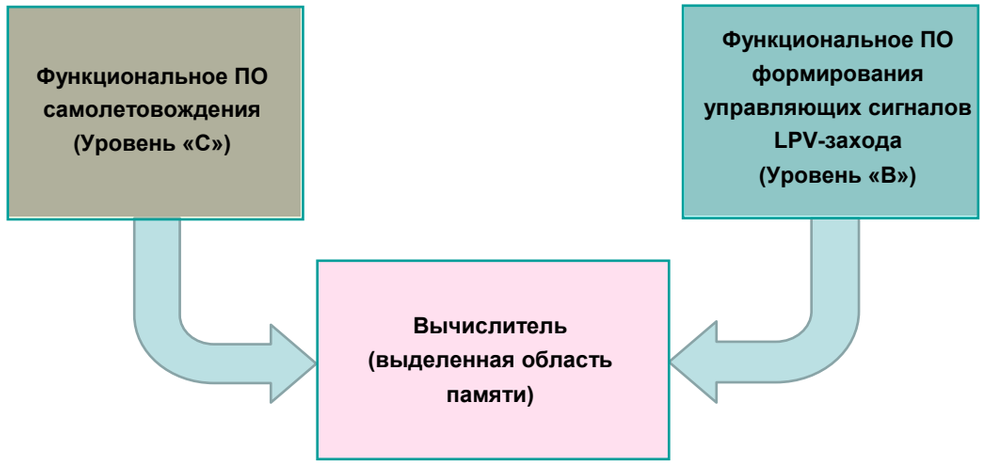


Рис. 1. Информационный обмен между компонентами ПО самолетовождения

Таким образом, для дополнительного компонента, устанавливается предварительный уровень гарантии разработки «В», в то время как основной компонент ПО сохраняет уровень гарантии разработки «С».

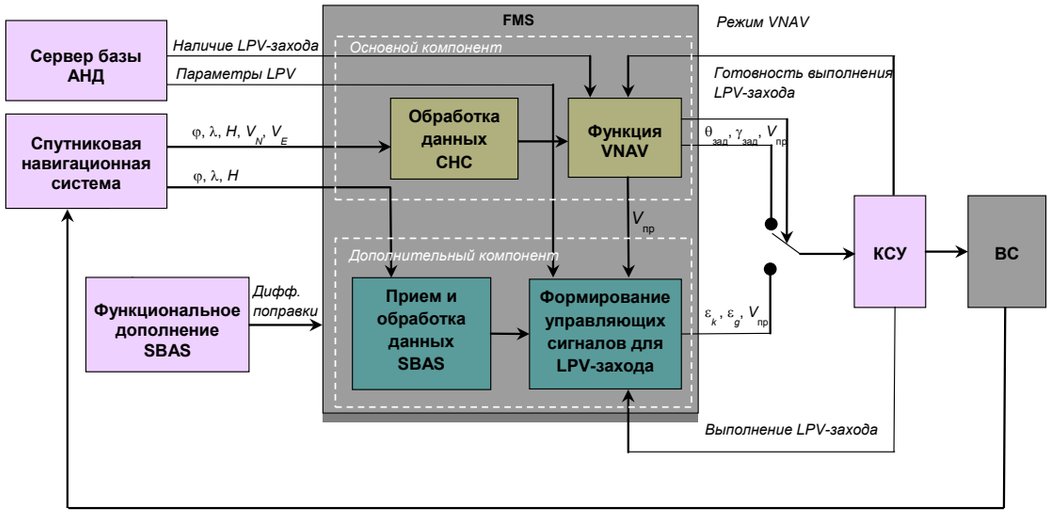


Рис. 2. Функциональная схема алгоритма выполнения LPV-захода

Стоит отметить, что управление переключением между компонентами ПО для формирования сигналов выполнения LP/LPV-заходов на посадку осуществляется алгоритмами функции VNAV — самолетовождения в вертикальной плоскости, относящейся к основному компоненту ПО.

Передача управления от основного компонента ПО происходит при следующих условиях [6]:

— загрузка основным компонентом ПО из базы аэронавигационных данных (АНД) информации о наличии LPV-захода на посадку и его параметров,

— готовность параметров спутниковой навигационной системы (с учетом дифференциальных поправок от системы SBAS),

— признак готовности выполнения требуемого режима вертикальной навигации от комплексной системы управления (КСУ),

— соблюдение текущих условий полета:

- точность выдерживания заданной пространственной траектории соответствует требуемой для этапа захода на посадку [7];
- расстояние до точки входа в глиссаду (FAF) не более требуемого.

После передачи управления в дополнительном компоненте будет осуществляться формирование управляющих сигналов — ε_k и ε_g — отклонений от глиссады в боковой и вертикальной плоскости соответственно, а также приборной скорости ($V_{пр}$), сопровождаемых признаками достоверности.

Для упрощения процесса верификации алгоритмов по уровню гарантии «В» сложность математического аппарата, используемого дополнительным компонентом, должна быть максимально снижена без ущерба точности и целостности навигационных параметров. Расчет координат ε_k и ε_g происходит в ортогональной (прямоугольной) системе координат, тогда как параметры схем LPV-захода используют систему WGS-84. Упрощение расчетов расстояния в прямоугольной системе координат по отношению к ортодромической допустимо на расстояниях, соизмеримых с протяженностью конечного участка захода на посадку. Так, для дальности 10 км ошибка определения расстояния составит не более 10 м. Приборная скорость захода на посадку в зависимости от текущего веса воздушного судна является фиксированной величиной для данных текущих условий выполнения LPV-захода и рассчитывается заранее в алгоритмах основного компонента ПО.

Таким образом, относительно несложные арифметические расчеты алгоритма выполнения LPV-захода можно будет верифицировать для более высокого уровня гарантии разработки без существенного увеличения требуемого времени и усилий.

Для подтверждения работоспособности алгоритма выполнения LPV-захода в двухкомпонентной конфигурации было проведено моделирование, результаты которого отображены на рисунке 3.

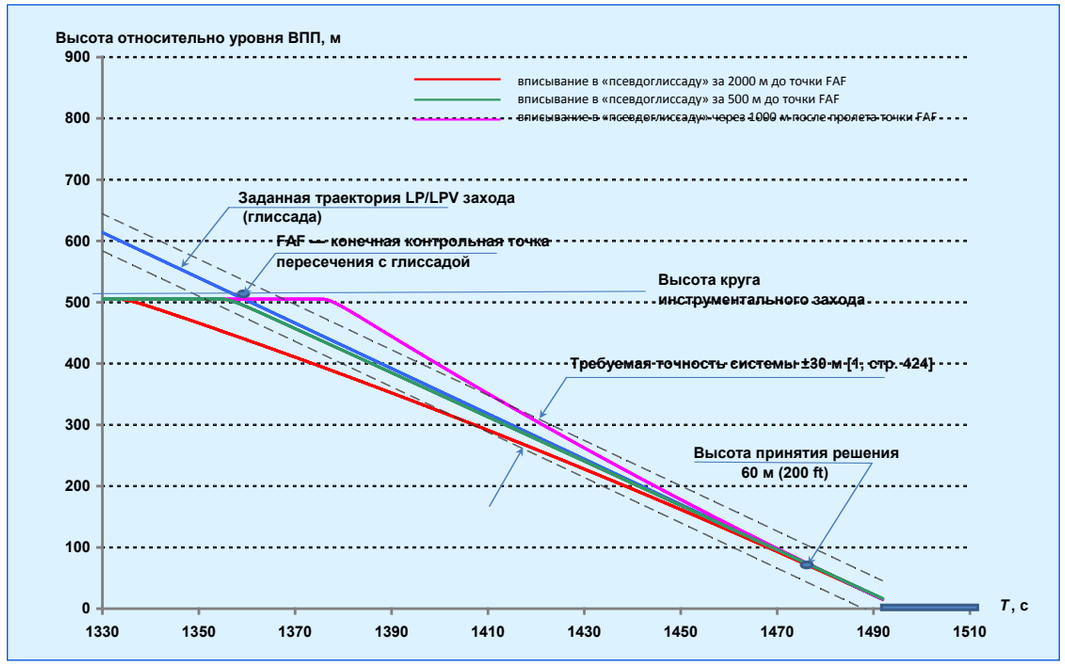


Рис. 3. Результаты моделирования

Моделирование управления LPV заходом в автоматическом режиме до LPV-минимумов проводилось для 3-х сценариев:

1. Начало вписывания в «псевдоглиссаду» за 2000 м до точки FAF (final approach fix);
2. Начало вписывания в «псевдоглиссаду» за 500 м до точки FAF;
3. Пролет точки FAF и вписывание в «псевдоглиссаду» через 1000 м после пролета точки FAF.

Управляющие сигналы вдоль заданной траектории снижения (рис. 4) формируются в виде отклонения от заданного курса полосы и заданного угла наклона «псевдоглиссады», определяемых на основе данных СНС и информации, содержащейся в НБД.

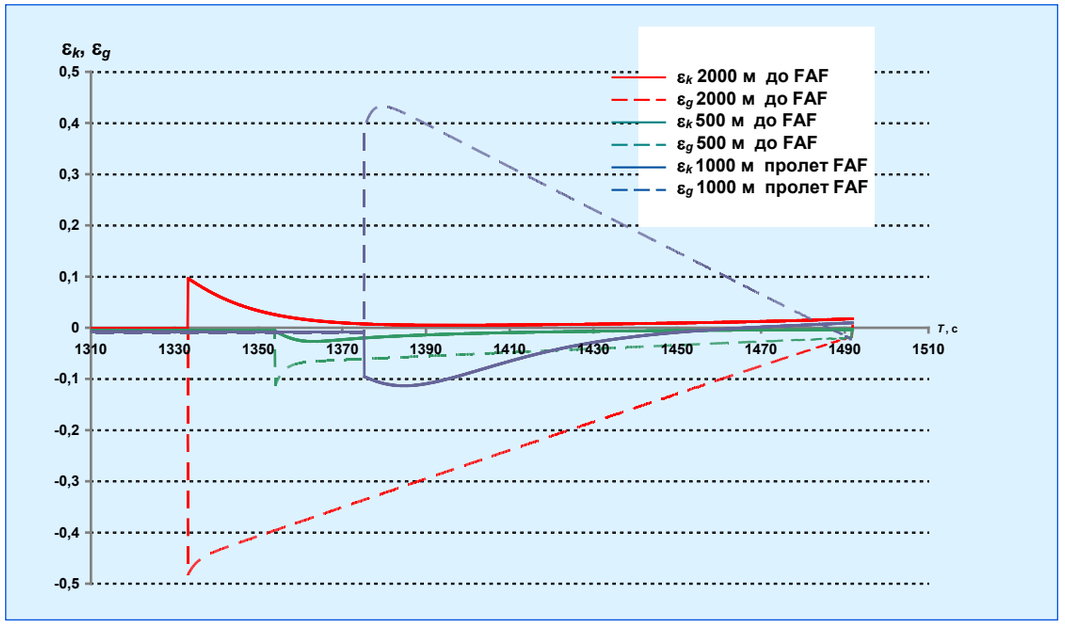


Рис. 4. Управляющие сигналы в отклонениях от заданной траектории LPV захода

Управляющие сигналы определяются по формулам:

$$x_c = R_z\left[(\varphi-\varphi_{LTP})\cos\psi_{ВПП} + (\lambda-\lambda_{LTP})\cos\varphi_{LTP}\sin\psi_{ВПП}\right];$$

$$z_c = R_z\left[(\varphi-\varphi_{LTP})\sin\psi_{ВПП} - (\lambda-\lambda_{LTP})\cos\varphi_{LTP}\cos\psi_{ВПП}\right];$$

$$\varepsilon_k = \arctan\left(\frac{Z_c}{L_{FPAP}-x_c}\right), \text{ град};$$

$$\varepsilon_g = \arctan\left(\frac{H_{ОТН}}{L_{GPIP}-x_c}\right) - \vartheta_{гл}, \text{ град},$$

где: x_c — отклонение от торца ВПП в продольном канале, z_c — боковое отклонение от курса ВПП, R_z — радиус Земли, φ, λ — текущие координаты ВС по данным СНС, φ_{LTP}, λ_{LTP} — координаты торца ВПП, $\psi_{ВПП}$ — курс взлетно-посадочной полосы, L_{FPAP} — расстояние до точки выставления направления траектории полета, $H_{отн}$ — текущая высота ВС относительно превышения ВПП по данным СНС, L_{GPIP} — расстояние до точки пересечения глиссады с направлением курса ВПП, $\vartheta_{гл}$ — угол наклона глиссады, ε_k — управляющий сигнал по курсу, ε_g — управляющий сигнал по глиссаде (см. рис. 5, где LTP/FTP — точка посадочного порога ВПП/точка фиктивного порога ВПП).

Моделирование проводилось без учета погрешностей информации СНС. Оценивались методические и вычислительные ошибки формирования управляющего сигнала для выдерживания траектории LPV захода. В результате моделирования определен желаемый диапазон начала вписывания в глиссаду, который составляет ±700 м относительно FAF. При этом условии траектория ВС на конечном этапе захода остается в пределах заданного уровня точности RNP 0.3 от точки FAF до минимума LPV, соответствующего высоте принятия решения $H_{ВПР}$ = 200 футам. Кроме того, проведенная оценка погрешностей показала, что ошибка расчета траектории (методическая ошибка алгоритма) находится в пределах единиц метров, что соответствует порядку ошибки измерителя (в данном случае, датчика СНС + SBAS), а, следовательно, принятые при расчетах допущения правомерны.

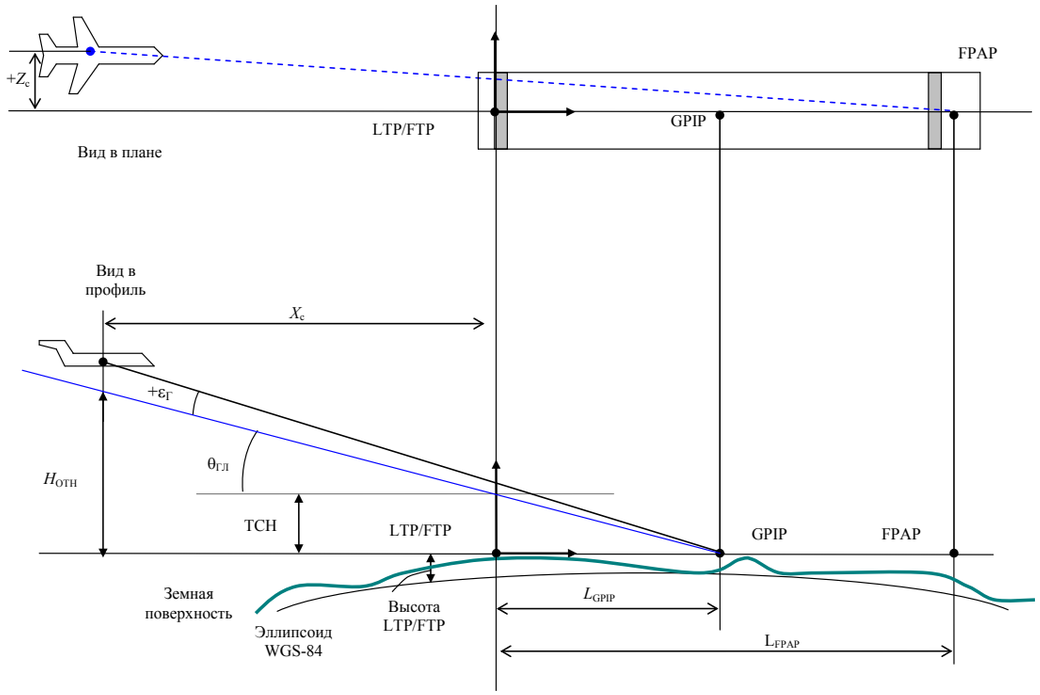


Рис. 5. К определению управляющих сигналов вдоль заданной траектории снижения

Выводы

1. В ходе разработки функционального ПО самолетовождения для самолетов семейства МС 21 был реализован алгоритм формирования управляющих сигналов для выполнения LPV-захода, чья работоспособность подтверждена методом математического моделирования.

2. Предложена и разработана архитектура ПО, состоящая из двух компонентов с разным уровнем гарантии разработки в жестко изолированных разделах вычислителя. Данная архитектура, характерная для ИМА, в сочетании с дублированием (резервированием) функционального ПО с возможностью быстрого переключения в случае отказа одного из вычислителей обеспечивает высокий уровень безопасности.

3. Непрерывный контроль работы как аппаратными, так и программными средствами обеспечивают максимально эффективное снижение рисков и трудозатрат на разработку ПО при соблюдении соответствия наиболее строгим требованиям регламентирующих документов.

Литература

1. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Издание четвертое — 2013. Международная организация гражданской авиации. Doc 9613.

2. RTCA DO-178C. Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники.

3. ARINC 653. Стандартный интерфейс прикладного программного обеспечения для авиации, 2003.

4. Особенности проектирования многокомпонентного программного обеспечения с различным уровнем гарантии разработки А. С. Ласточкин, И. В. Калинина, П. Е. Данилин // Труды МИЭА, выпуск 12, 2016.

5. DO-297. Руководство по вопросам разработки и сертификации интегрированного модульного авиационного радиоэлектронного оборудования (ИМА).

6. А. С. Ласточкин, П. Е. Данилин. Особенности квалификации режима вертикальной навигации в контексте разработки программного обеспечения самолетовождения по требованиям DO-178C. XVIII Конференция молодых ученых «Навигация и управление движением», С-Петербург, ЦНИИ «Электроприбор»

7. М. Р. Алкина, П. Е. Данилин, И. В. Калинина. Повышение безопасности самолетовождения воздушных судов на этапе снижения. Доклад на XII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», 2010. — Реферат доклада // «Гироскопия и навигация», номер 2, 2010.

УДК 629.7.05

ВЫПОЛНЕНИЕ АВТОНОМНОГО ПОЛЕТА ПО ДАННЫМ БИНС В УСЛОВИЯХ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

Н. А. ЗАЙЦЕВА, *д. т. н., профессор,*
К. А. АФЕНКО, *к. т. н.*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Задача комплексирования базируется на совместной обработке данных различных навигационных систем, как, например, бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), спутниковая навигационная система (СНС). При нештатных ситуациях возможны отказы этих систем в рассматриваемом интервале времени. В связи с этим и алгоритмы комплексирования также должны обладать свойством реконфигурации. В статье рассматриваются вопросы реконфигурации алгоритмов комплексной обработки при последовательном отказе СНС и БИНС.

Ключевые слова: *комплексная обработка информации, фильтр, реконфигурация.*

SINS AIDED AUTONOMOUS FLIGHT IN EMERGENCY SITUATIONS

N. A. ZAITSEVA, *D.Sc. in Engineering, professor,*
K. A. AFENKO, *PhD in Engineering*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

The problem of integration is based on cooperative processing of data from different navigation systems, such as Strapdown inertial navigational system (SINS), satellite navigational system (SNS). In emergency situations these systems failures are possible in considered time interval. Therefore integration algorithms must also have reconfiguration ability. The article considers the problems of integrated processing algorithm reconfiguration in the event of SNS and SINS sequential failure.

Keywords: *integrated data processing, filter, rearranging.*

Введение

Особенности развития современной авиационной техники обусловлены высокой интенсивностью воздушного движения, требованиями по безопасности полетов, а также необходимостью решения воздушным судном (ВС) целого ряда задач, таких как: полет по маршруту, маневрирование в зоне аэродрома, выполнение схем вылета и прибытия, полет в зоне ожидания и т. д. Кроме того, авиация специального назначения решает следующие задачи: поисково-спасательные мероприятия, доставка грузов, пожаротушение и т. п. И чаще всего эти работы приходится проводить в районах, слабооснащенных наземными навигационными средствами. Согласно требованиям PBN [1], ВС, выполняющие полеты в океанических или удаленных районах, должны быть оснащены по крайней мере двумя независимыми и исправными системами, включающими инерциальную навигационную систему (ИНС), IRS FMS (Inertial Referents System Flight Management System) или GNSS (Global Navigation Satellite System), с такой характеристикой целостности, которая обеспечивает отсутствие в навигационной системе неприемлемой степени вероятности необнаруженного отказа [1].

Вычислительная система самолетовождения (ВСС) совместно с взаимодействующим оборудованием автоматически определяет горизонтальные координаты ВС, выполняя функцию реконфигурации, обеспечивающую наилучшее навигационное решение при непрерывном контроле точности формирования навигационной информации и возможности выполнения текущего этапа полета. Одним из режимов работы комплексной обработки информации является инерциальный режим, в котором используется информация о результатах коррекции (автоматической или разовой) до его включения и замены выбранной для дальнейшего использования бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в случае ее отказа или ухудшения точностных характеристик.

В статье рассматривается возможность использования инерциального режима с поправками к координатам на момент последней коррекции, а также влияние отказа БИНС, выбранной методом статистического контроля [2, 3, 4], на выходные данные вычислительной системы самолетовождения.

При переходе на автономный инерциальный режим по данным БИНС для исключения скачка выходных координат ВСС возможны три следующих варианта:

— режим прогнозирования ошибок БИНС в течение некоторого интервала времени;

— при отказе одной БИНС и переходе на работу по другой может быть использовано для парирования скачка:

— апериодическое звено;

— запомненная разность между двумя БИНС на момент перехода.

Рассмотрим каждый из перечисленных вариантов.

Уравнения дискретного оптимального фильтра Калмана. Режим «Прогноз»

Режим «Прогноз» базируется на применении фильтра Калмана.

Алгоритм дискретного фильтра Калмана, который может быть реализован в бортовом вычислителе, сводится к решению нескольких уравнений [5]:

$$\dot{x}_{i+1} = \Phi_{i+1} x_i + \Gamma_{i+1,i} \mathrm{w}_i$$

$$Z_{i+1} = H_{i+1}\, x_{i+1} + R_{ivi+1},$$

где $x^{\mathrm{T}}_{i+1} = [x1, x2, ..., x13]$ — вектор состояния;

w — r-вектор возмущений;

Φ_{i+1} — матрица системы размерности [13×13];

H_{i+1} — матрица измерений размерности [13×4];

Γ_{i+1}, i — матрица шумов системы [13×13];

v_{i+1} — m-вектор шумов ошибок измерений.

Вектор возмущений рассматривается в виде r-мерной гауссовой «белой» последовательности с нулевым средним значением и корреляционной матрицей $Q_i \delta_{j,i}$, где Q_k — неотрицательно определенная матрица размерности [$n \times n$]. Вектор w_k предполагается в виде r-мерной гауссовой «белой» последовательности с нулевым средним значением и корреляционной матрицей $R_i \delta_{j,i}$, где R_i неотрицательно определенная матрица размерности [$m \times m$]. Считаем, что составляющие векторов w и v некоррелированы между собой.

Тогда априорная оценка вектора состояния в (i+1) момент времени:

$$\bar{X}_{i+1} = \Phi_i \hat{X}_i$$

Далее вычисляется оптимальная матрица усиления K_{i+1}. При этом в первую очередь определяется значение априорной матрицы ошибок оценивания по формуле: $P'_{i+1} = \Phi_i P_i \Phi_i^T + \Gamma Q \Gamma^T$.

Оптимальная матрица усиления вычисляется при решении уравнения:

$$K_{i+1} = P'_{i+1} H^T_{i+1} \left(H P'_{i+1} H^T + R_i \right)^{-1}.$$

На следующем такте вычислений рассчитывается значение апостериорной матрицы ошибок оценивания P_{i+1}:

$$P_{i+1} = P'_{i+1} - K_{i+1} H P'_{i+1}.$$

В конце (i + 1) такта осуществляется корректирование априорной оценки с учетом текущих измерений:

$$\hat{x}_{i+1} = \hat{x}_{i+1/i} + K_{i+1} \left(z_{i+1} - H_{i+1} x_{i+1/i} \right).$$

В следующем такте процедура вычислений повторяется. Для выполнения указанной схемы вычислений необходимо знание начальных условий вектора и матрицы дисперсий $P(0)$.

Модуль реконфигурации

Модуль реконфигурации определяет режимы фильтрации в зависимости от признаков достоверности навигационной информации БИНС, выбранной по результатам статистического контроля и данных корректора.

При наличии признака достоверности БИНС и признака достоверности навигационной информации корректора подключается фильтр. Если есть признак перехода на другую БИНС, выполняется перезапуск фильтра.

Если отсутствует признак достоверности параметров БИНС — режим фильтрации невозможен.

В автономном режиме, когда информация корректора отсутствует, реконфигурация зависит от времени работы фильтра. Если время непрерывной фильтрации больше заданного (Тзад), то выполняется переход в режим «Прогноз». Если время фильтрации меньше заданного, то сохраняется последняя поправка корректора.

В случае перехода на другой канал БИНС в автономном режиме возможны два способа формирования навигационной информации:

— для плавного перехода к новым координатам подключается алгоритм апериодического фильтра (АФ) (рис. 1);

— для перехода к работе с новой БИНС без скачка координат подключается алгоритм формирования взаимных поправок БИНС (рис. 2).

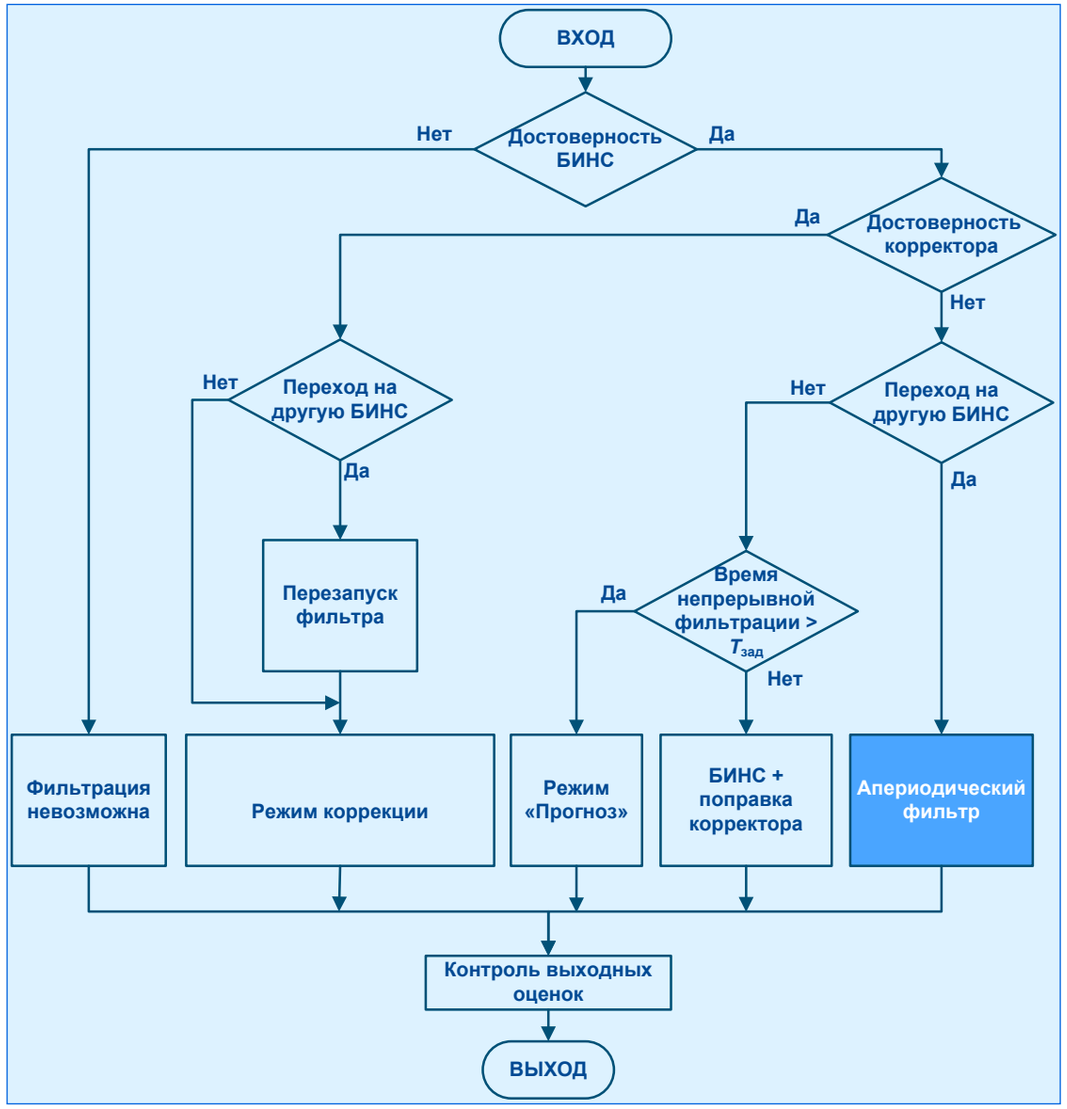


Рис. 2. Блок-схема модуля реконфигурации. Способ 1

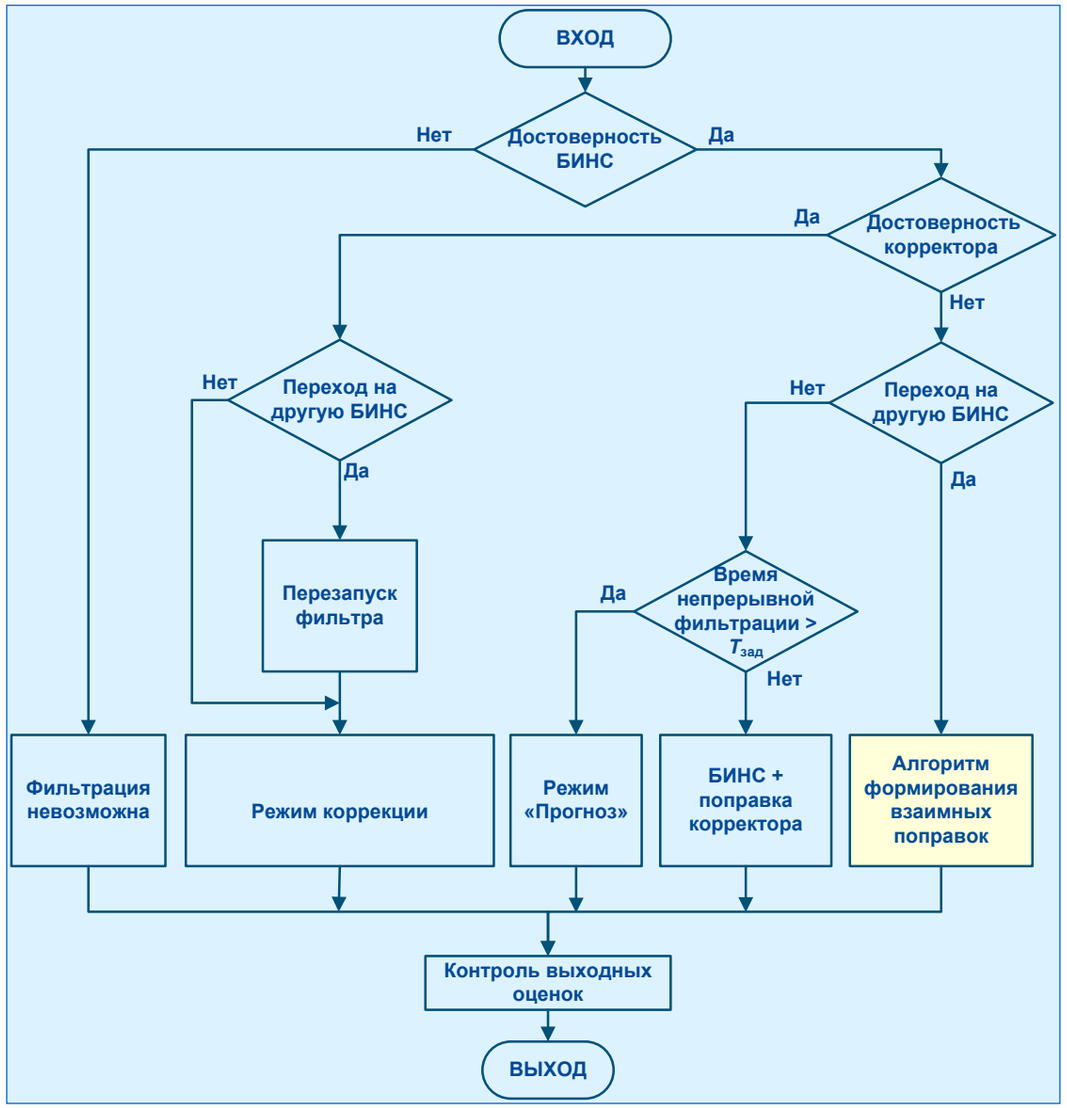


Рис. 2. Блок-схема модуля реконфигурации. Способ 2

Алгоритм апериодического звена

Для обеспечения сглаженности координат при изменении навигационного режима КОИ на выходе ВСС может быть использован апериодический фильтр (рис. 1), который включается при условии, что координата изменилась скачком на величину больше заданной ε за один такт вычислений:

$$\Delta\varphi = \frac{\varphi_i - \varphi_{i-1}}{K_1} - V_N dt,$$

$$\Delta\lambda = \frac{\lambda_i - \lambda_{i-1}}{K_1}\cos\left(\varphi_i K_2\right) - V_E dt,$$

где φ, λ_i — текущие координаты, φ_{i-1}, λ_{i-1} — координаты, полученные на предыдущем шаге, K_1 — коэффициент перевода из метров в градусы, V_N — северная составляющая скорости, V_E — восточная составляющая скорости, K_2 — коэффициент перевода из градусов в радианы.

С учетом текущего режима работы фильтра (СНС, РТС) задается постоянная времени апериодического фильтра τ.

Текущие широта $\varphi_i^{\text{АФ}}$ и долгота $\lambda_i^{\text{АФ}}$ при работе апериодического звена определяются следующим образом:

$$\varphi_i^{\text{АФ}} = \varphi_{i-1} + \frac{1}{\tau}\left(\varphi_i - \varphi_{i-1} - V_N dt K_1\right) + V_N dt K_1,$$

$$\lambda_i^{\text{АФ}} = \lambda_{i-1} + \frac{1}{\tau}\left(\lambda_i - \lambda_{i-1} - V_E dt K_1\right) + V_E dt K_1,$$

где K_1 — коэффициент перевода из метров в градусы.

Алгоритм компенсации погрешности БИНС

При длительных полетах, когда ошибки БИНС могут достигать более 10 км, для обеспечения требований на участке автономного полета при условии отказа одной БИНС и переходе на другую предлагается использовать вместо апериодического звена другой способ плавного перехода без скачков выходного параметра ВСС:

$$\Delta\varphi = \varphi_i - \left(\varphi_{i\text{-}1} + V_N dt K_1\right),$$

$$\Delta\lambda = \lambda_i - \left(\lambda_{i\text{-}1} + \frac{V_E dt}{\cos\left(\varphi_{\text{тек}} K_2\right)} K_1\right).$$

Выходные координаты $\varphi_i^{\text{Алг. комп.}}$ и $\lambda_i^{\text{Алг. комп.}}$ алгоритма БИНС формируются следующим образом:

$$\varphi_i^{\text{Алг. комп.}} = \varphi_i - \Delta\varphi, \quad \lambda_i^{\text{Алг. комп.}} = \lambda_i - \Delta\lambda.$$

В соответствии с разработанной схемой было проведено моделирование работы фильтра при выполнении автономного полета в режиме «Прогноз» и при нештатной ситуации — отказ БИНС. Полет выполнялся в средних широтах при следующих условиях:

$$\psi_{\text{ист}} = -90^\circ;\ \varphi_0 = 55^\circ;\ \lambda_0 = 37^\circ;\ t = 5{,}5\ \text{час};\ V = 720\ \text{км/час}.$$

На графиках приводятся результаты моделирования: погрешности определения местоположения ВС в автономном полете в режиме «Прогноз» с указанием времени (рис. 3), отказе БИНС для двух случаев:

а) применение АФ (рис. 4);

б) применение алгоритма формирования взаимных поправок БИНС (рис. 5).

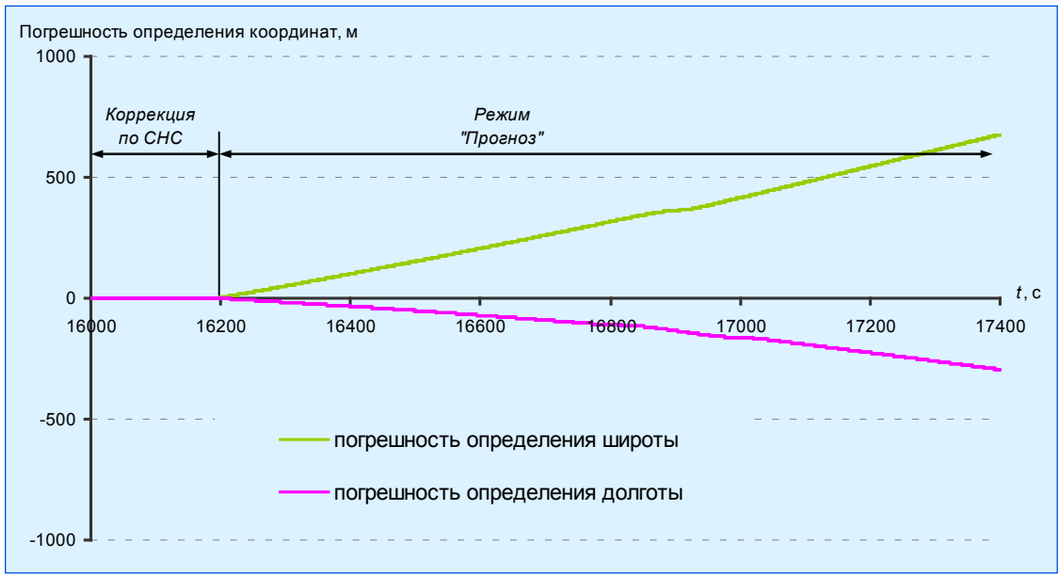
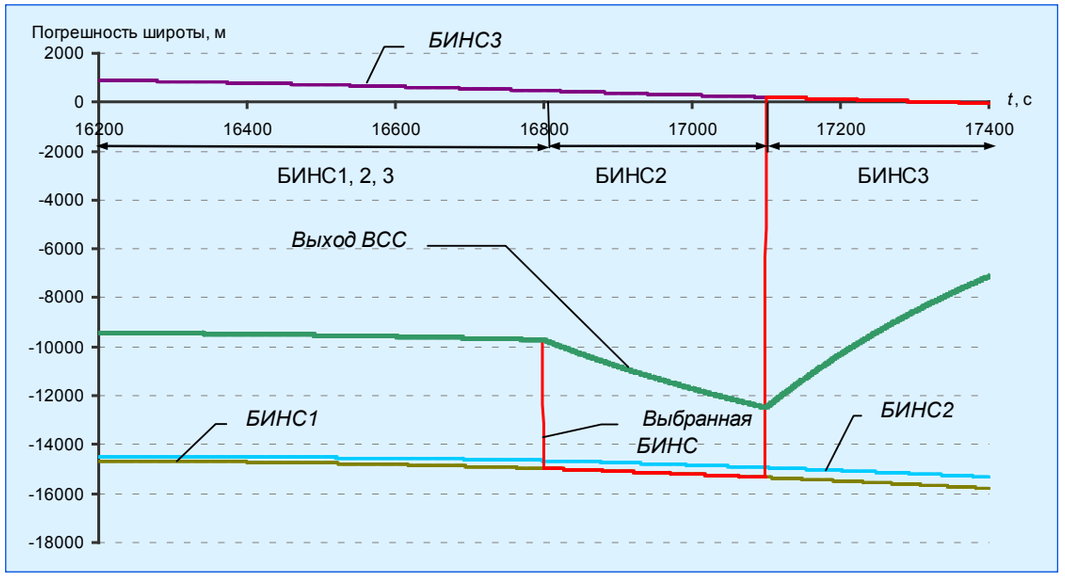
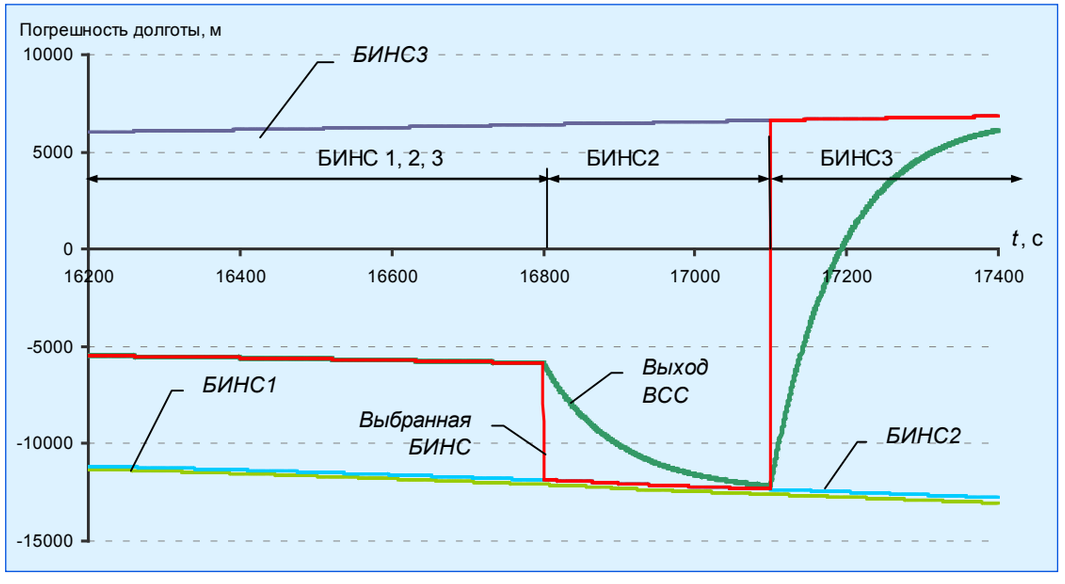


Рис. 3. Погрешности определения координат в режиме «Прогноз»

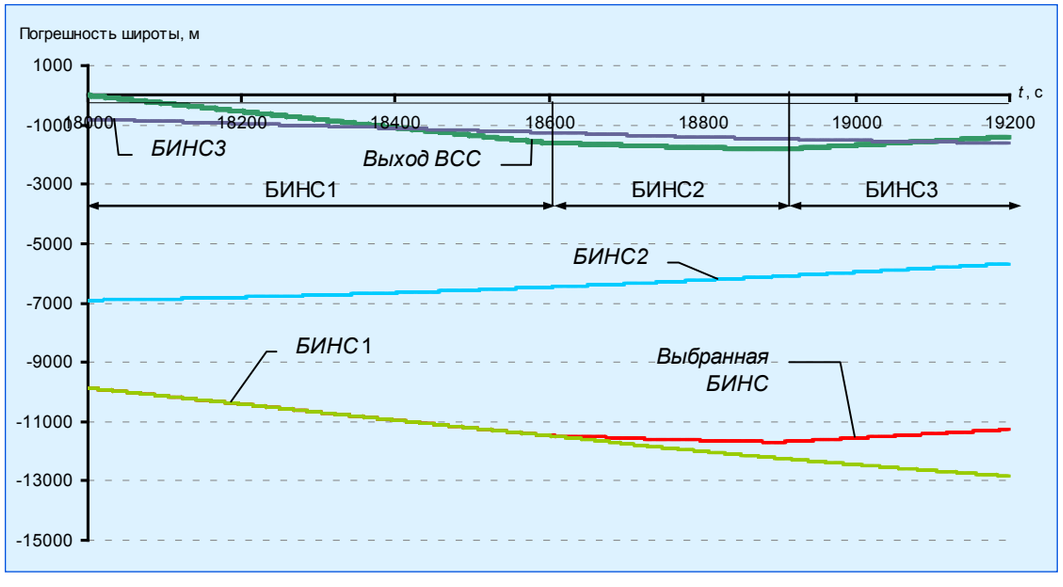


а)

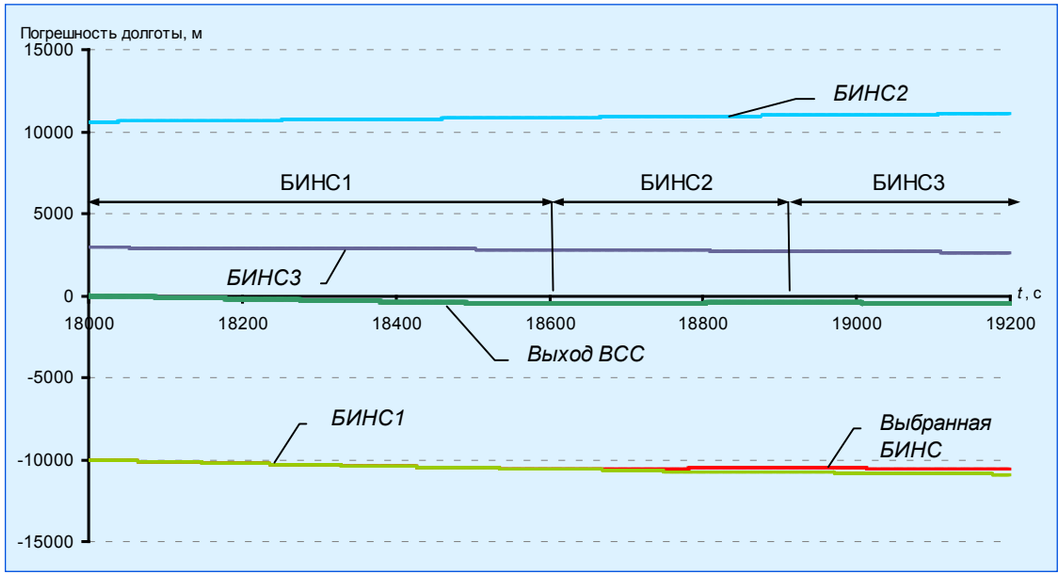


б)

Рис. 4. Погрешности широты (а), долготы (б) с применением АФ



а)



б)

Рис. 5. Погрешности широты (а), долготы (б) с применением алгоритма формирования взаимных поправок БИНС

Выводы

Анализ приведенных графиков показывает:

1. При использовании режима «Прогноз» ошибка определения координат за 20 минут полета составляет ≈750 метров по широте и 250 м по долготе, что в среднем равно 2,25 км за час полета, примерно в 1,5 раза меньше, чем погрешность БИНС (3,7 км за час полета).

2. Применение алгоритма формирования взаимных поправок БИНС позволяет при смене БИНС избегать скачков координат, сохраняя поправку, и исключать переход, который имеет алгоритм с применением апериодического фильтра.

Литература

1. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Издание четвертое — 2013. Международная организация гражданской авиации. Doc 9613.

2. Сравнительный анализ мажоритарного и статистического контроля при оценке качества функционирования БИНС. Гавриленко Ю. В., Грошев В. В., Зайцева Н. А., Ткачева Т. П. // Труды МИЭА, выпуск 7, 2013.

3. Методы контроля навигационной информации инерциальной системы. Афенко К. А., Гавриленко Ю. В., Грошев В. В., Зайцева Н. А. // Труды МИЭА, выпуск 8, 2014.

4. Определение вероятности необнаруженного отказа для гибридного метода контроля БИНС. Грошев В. В. // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления, номер 3 (37)/2016.

5. Теория и применение фильтра Калмана. Отдел Технических исследований и информации, 1974.

УДК 629.7.05

СИНТЕЗ АКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВЫХОДА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ЗА ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ПОЛЕТА ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ УПРАВЛЕНИИ

В. В. КУЛИКОВ
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрена задача построения контура автоматического предотвращения выхода транспортного самолета за ограничения по скорости полета. Предложен вариант синтеза системы защиты диапазона допустимых скоростей полета по методу обратных задач динамики при минимальном количестве измеряемых параметров движения, необходимых для формирования управления. Получен закон автоматического управления для стабилизации допустимых эксплуатационных скоростей полета с использованием руля высоты. Приведены результаты моделирования, подтверждающие эффективность предложенного метода обеспечения траекторной безопасности полета при пространственном маневрировании самолета в режимах автоматического управления.

Ключевые слова: *синтез системы, ограничение скорости, защита диапазонов, закон управления.*

SYNTHESIS OF ACTIVE SYSTEM THE PREVENTION OF THE OUTPUT OF A TRANSPORT AIRPLANE BEHIND THE FLIGHT SPEED LIMITATION IN AUTOMATIC CONTROL

V. V. KULIKOV
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

The problem of constructing a circuit for automatic prevention of flight speed limitations crossing for a transport aircraft is considered. A variant of the synthesis of a system for protecting the range of permissible flight speeds by the method of inverse dynamic problems with a minimum number of measured motion parameters necessary for the formation of control is proposed. Derived the law of automatic control for stabilization of the allowable operational speeds of flight with the use of a rudder of height. The results of simulation, confirming the effectiveness of the proposed method for ensuring the flight safety of flight during the spatial maneuvering of the aircraft in automatic control modes are presented.

Keywords: *system synthesis, speed limitation, protection of ranges, control.*

Разработка системы автоматического управления (САУ) самолетов транспортной авиации предусматривает реализацию требований по назначению системы, в которые входит функция предотвращения выхода самолета за эксплуатационные ограничения по скорости полета, установленные для автоматических режимов управления. Эта функция получила название «Функция защиты диапазонов» (ФЗД), под которыми понимаются разрешенные диапазоны изменения приборной скорости и числа Маха при различных полетных конфигурациях самолета.

Приближение самолета к ограничению по скорости полета в автоматическом режиме управления может быть вызвано рядом факторов:

— несогласованностью текущей тяги самолета с потребной для выполнения набора, снижения и (или) разворота с отключенным автоматом тяги или при отсутствии такового;

— возможным выходом РУД-ов на ограничение по максимально разрешенному отклонению при включенном автомате тяги в процессе выполнения маневра самолета для выхода на измененную заданную высоту или вертикальную скорость или угол наклона траектории.

Необходимость активного вмешательства в работу включенных контуров автоматического управления (особенно без автомата тяги) объясняется критичностью восстановления для тяжелых самолетов эксплуатационной скорости полета при ее снижении менее допустимой. К тому же приближение к максимальному углу атаки на минимальных скоростях полета после потери скорости резко снижает безопасность выполнения самого полета.

Поддержание скорости полета для недопущения ее снижения (увеличения) за границы допустимого значения может производиться как изменением угла наклона траектории, так и изменением тяги. Будем рассматривать распространенный вариант управления скоростью путем изменения угла наклона траектории с помощью руля высоты. При этом в задачу входит активное вмешательство в автоматический режим управления в вертикальной плоскости для удержания (стабилизации) минимальной/максимальной приборной скорости полета.

Поэтому для маломаневренных самолетов единственным способом ухода от минимальной (максимальной) скорости полета без изменения тяги является изменение угла наклона траектории для добавления с необходимым знаком проекции силы тяжести на продольную ось скоростной системы координат самолета.

При постановке задачи реализации функции защиты диапазонов как дополнительного режима САУ, призванного в автоматическом режиме управления обеспечить защиту от выхода за границы эксплуатационной

области полета, одним из наиболее важных критериев для оценки режима является перерегулирование по скорости при выходе на допустимое значение приборной скорости после включения ФЗД в работу.

В зависимости от темпа подхода к минимальному/максимальному значению приборной скорости моменты включения функции защиты диапазонов будут различны. Из этого следует, что включение в работу функции защиты диапазонов в общем случае происходит с ненулевыми начальными условиями по тангенциальному ускорению.

Рассмотрим кинематические дифференциальные уравнения для скорости полета самолета в вертикальной плоскости [1], которые в скоростной системе координат имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \dot{V} = g\left(n_{xa} - \sin\theta\right), \\ \dot{\theta} = \dfrac{g}{V}\left(n_{ya} - \cos\theta\right), \end{cases} \tag{1}$$

где V — истинная скорость полета, θ — угол наклона траектории, n_{xa} — тангенциальная перегрузка, n_{ya} — нормальная перегрузка, g — ускорение свободного падения.

Примем следующие допущения, правомерные для маломаневренного самолета:

$$\sin\theta = \theta, \quad \cos\theta = 1, \quad n_{ya} = n_y, \tag{2}$$

где n_y — нормальная перегрузка в связанной системе координат самолета, в которой осуществляется управление рулем высоты.

Синтез закона управления проведем на основании метода обратных задач динамики [2], который предполагает использование производных кинематических параметров, взятых из уравнений движения. Для этого дополним систему (1) дифференциальным уравнением, задающим желаемые характеристики переходного процесса относительно ошибки стабилизации заданной (минимальной или максимальной) приборной скорости полета $\Delta V_{\text{пр}} = V_{\text{пр зад}} - V_{\text{пр}}$, а именно:

$$T_{V_{\text{пр}}}^2 \Delta\ddot{V}_{\text{пр}} + 2\xi_{V_{\text{пр}}} T_{V_{\text{пр}}} \Delta\dot{V}_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр}} = 0. \tag{3}$$

где $T_{V_{\text{пр}}}$ — желаемая постоянная времени, $\xi_{V_{\text{пр}}}$ — желаемый относительный коэффициент затухания контура стабилизации приборной скорости.

Для дозвуковых самолетов с учетом малости поправки на сжимаемость [3] и при отсутствии постоянного ветра, имеет место следующее соотношение между истинной и приборной воздушной скоростями полета

$$V = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \tag{4}$$

где ρ_0 — плотность воздуха у земли, ρ_H — плотность воздуха на высоте полета H. Полагая за время работы синтезируемого контура ФЗД плотность воздуха постоянной, $\rho_H = \text{const}$, подставим выражение для истинной скорости (4) в систему (1), получим кинематические уравнения для приборной скорости полета:

$$\begin{cases} \dot{V}_{\text{пр}} = g\sqrt{\dfrac{\rho_H}{\rho_0}}\left(n_{xa} - \sin\theta\right), \\ \dot{\theta} = \dfrac{g}{V_{\text{пр}}}\sqrt{\dfrac{\rho_H}{\rho_0}}\left(n_{ya} - \cos\theta\right). \end{cases} \tag{5}$$

На основании (5) при $V_{\text{пр зад}} = \text{const}$, при допущении $n_{xa} = \text{const}$, с вводом обозначения $\Delta n_y = n_y - 1$ получим следующие выражения для производных ошибки управления $\Delta V_{\text{пр}}$, а именно:

$$\begin{cases} \Delta\dot{V}_{\text{пр}} = -\dot{V}_{\text{пр}}, \\ \Delta\ddot{V}_{\text{пр}} = -\ddot{V}_{\text{пр}} = -g\sqrt{\dfrac{\rho_H}{\rho_0}}\left(-\dot{\theta}\cos\theta\right) = \dfrac{g^2}{V_{\text{пр}}} \cdot \dfrac{\rho_H}{\rho_0}\Delta n_y. \end{cases} \tag{6}$$

Будем считать производную $\dot{V}_{\text{пр}}$ измеряемым параметром, который можно определить с помощью дискретного фильтра второго порядка по методике [4], пропуская через него реально измеряемый сигнал приборной скорости $V_{\text{пр}}$.

Подставим выражения (6) в уравнение желаемого динамического поведения ошибки по скорости (3), получим

$$T_{V_{\text{пр}}}^2 \frac{g^2}{V_{\text{пр}}} \cdot \frac{\rho_H}{\rho_0}\Delta n_y - 2\xi_{V_{\text{пр}}} T_{V_{\text{пр}}} \Delta\dot{V}_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр}} = 0. \tag{7}$$

Отношение плотностей воздуха можно найти из (4):

$$\frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{V_{\text{пр}}^2}{V^2}. \tag{8}$$

Подставим (8) в уравнение (7), которое разрешим относительно искомого управления по заданной перегрузке $\Delta n_{y\,\text{зад}} = \Delta n_y$, имеем:

$$\Delta n_{y\,\text{зад}} = -k_{\text{ус}}\left(\Delta V_{\text{пр}} - k_{\dot V_y}\dot V_{\text{пр}}\right), \quad k_{\text{ус}} = \frac{V^2}{T_{V_{\text{пр}}}^2 g^2 V_{\text{пр}}}, \quad k_{\dot V_y} = 2\xi_{V_{\text{пр}}} T_{V_{\text{пр}}}. \tag{9}$$

Формула (9) показывает, что полученный закон управления режима ФЗД на основании соотношений между отклонением и производной по скорости, определяемых желаемыми параметрами $T_{V_{\text{пр}}}$ и $\xi_{V_{\text{пр}}}$, имеет корректируемый коэффициент усиления прямой цепи $k_{\text{ус}}$, изменяющийся по режимам полета только в зависимости от истинной и приборной скоростей, что опосредованно учитывает влияние высоты полета на формирование заданной перегрузки.

Найдем структурную схему замыкания системы (1) с помощью обратной связи (9) при идеальном (безынерционном) контуре отработки нормальной перегрузки $\Delta n_{y\,\text{зад}} = \Delta n_y$ в формате изображений Лапласа, получим следующую структуру (рис. 1).

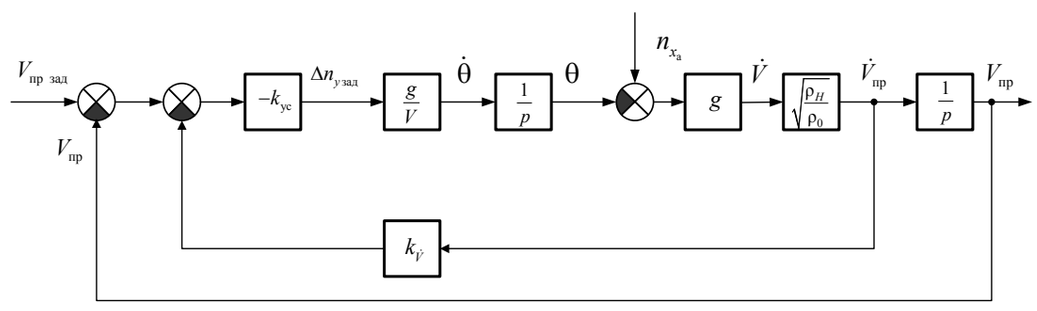


Рис. 1. Структура идеального контура управления скоростью

Из структурных преобразований схемы (рис. 1) найдем передаточную функцию стабилизируемой приборной скорости по входной заданной приборной скорости (ограничению).

С учетом выражений (8) и (9) получим

$$W_{V_{\text{пр}}}^{V_{\text{пр зад}}}(p) = \frac{g^2 k_{\text{ус}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}}{Vp^2 + k_{\dot V_{\text{пр}}} g^2 k_{\text{ус}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}\,p + g^2 k_{\text{ус}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}} = \frac{1}{T_{V_{\text{пр}}}^2 p^2 + 2\xi_{V_{\text{пр}}} T_{V_{\text{пр}}} p + 1}. \tag{10}$$

Характеристический полином передаточной функции (10) соответствует желаемому уравнению (1), задающему корни для замкнутой системы управления, поэтому структура (рис. 1) выполняет задачу ФЗД. Однако выход самолета на перегрузку описывается звеном второго порядка с передаточной функцией

$$W_{\Delta n_y}^{\delta_{\text{рв}}}(p) = \frac{k_{n_y}}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p + 1}, \tag{11}$$

где $\delta_{\text{рв}}$ — отклонение руля высоты самолета, k_{n_y} — коэффициент эффективности руля высоты, T_{n_y} — постоянная времени динамического звена отработки перегрузки, ξ_{n_y} — коэффициент относительного затухания перегрузочного контура. Тогда при допущении безынерционности привода руля высоты, который имеет быстродействие почти на порядок большее, чем контур отработки перегрузки, система ФЗД будет иметь при сохранном законе формирования обратных связей (9) следующую структуру (рис. 2):

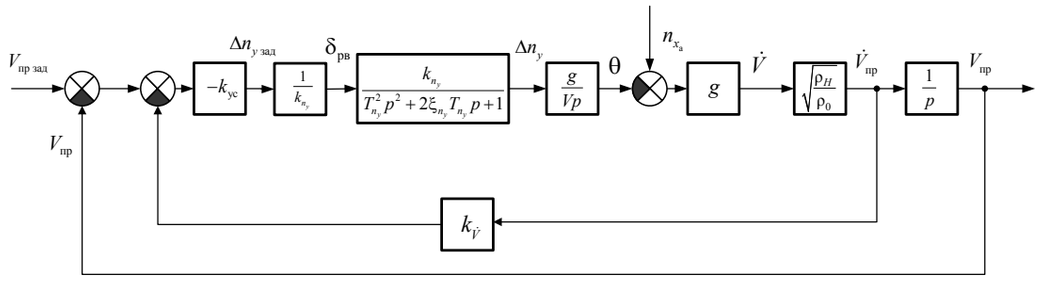


Рис. 2. Структура реального контура управления скоростью режима ФЗД

Передаточная функция этого реального контура ФЗД будет иметь вид:

$$W_{V_{\text{пр}}}^{V_{\text{пр зад}}}(p)=\frac{g^2k_{\text{ус}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}}{Vp^2\left(T_{n_y}^2p^2+2\xi_{n_y}T_{n_y}p+1\right)+k_{\dot{V}_{\text{пр}}}g^2k_{\text{у}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}p+g^2k_{\text{ус}}\sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}}=$$

$$=\frac{1}{T_{n_y}^2T_{V_{\text{пр}}}^2p^4+2\xi_{n_y}T_{n_y}T_{V_{\text{пр}}}^2p^3+T_{V_{\text{пр}}}^2p^2+2\xi_{V_{\text{пр}}}T_{V_{\text{пр}}}p+1}. \qquad (12)$$

Для устойчивого контура отработки перегрузки с известными параметрами (постоянной времени и коэффициентом относительного затухания) желательно сохранить его корни в общем контуре управления скоростью полета. В этом идеальном случае полином замкнутой системы, состоящий из произведения желаемого полинома траекторного контура и полинома перегрузочного контура, равен:

$$\begin{aligned}&\left(T_{n_y}^2p^2+2\xi_{n_y}T_{n_y}p+1\right)\left(T_{V_{\text{пр}}}^2p^2+2\xi_{V_{\text{пр}}}T_{V_{\text{пр}}}p+1\right)=\\&=T_{n_y}^2T_{V_{\text{пр}}}^2p^4+\left(2\xi_{n_y}T_{n_y}T_{V_{\text{пр}}}^2+2\xi_{V_{\text{пр}}}T_{V_{\text{пр}}}T_{n_y}^2\right)p^3+\\&+\left(T_{V_{\text{пр}}}^2+4\xi_{V_{\text{пр}}}\xi_{n_y}T_{V_{\text{пр}}}T_{n_y}+T_{n_y}^2\right)p^2+\\&+\left(2\xi_{V_{\text{пр}}}T_{V_{\text{пр}}}+2\xi_{n_y}T_{n_y}\right)p+1.\end{aligned} \qquad (13)$$

Относительно независимое расположение желаемых корней траекторного контура и корней перегрузочного контура управления в полиноме (13), учитывающем передаточную функцию по перегрузке, практически обеспечивается [5] при выполнении условия

$$T_{V_{\text{пр}}}>4T_{n_y}. \qquad (14)$$

При таком соотношении постоянных времени внешнего (траекторного) и внутреннего (перегрузочного) контуров управления деформация коэффициентов полинома (12) по отношению к соответствующим коэффициентам «идеального» полинома (13) оказывается допустимой, в чем убедимся ниже при рассмотрении конкретного контура ФЗД.

Если свободное изделие будет устойчивым с приемлемым затуханием и иметь переходной процесс по перегрузке, соответствующий передаточной функции (11) на дачу руля высоты, то при известной эффективности k_{n_y} руля высоты сигнал управления можно представить в виде

$$\delta_{\text{рв}}=\frac{1}{k_{n_y}}\Delta n_{y\,\text{зад}},$$

как и показано на рис. 2.

Рассмотрим в предложенном варианте системы ФЗД ее работу при приближении транспортного самолета, например, к минимальной скорости полета $V_{\text{пр зад}}=V_{\text{пр}}^{\text{мин}}=310$ км/ч на гладком крыле. Введем желаемые значения параметров траекторного контура $T_{V_{\text{пр}}}$ и $\xi_{V_{\text{пр}}}$ при известных параметрах контура перегрузки T_{n_y} и ξ_{n_y}, а именно

$$T_{V_{\text{пр}}}=3{,}5\,\text{с},\ \xi_{V_{\text{пр}}}=0{,}707;\quad T_{n_y}=0{,}6\,\text{с},\ \xi_{n_y}=0{,}65. \qquad (15)$$

Соотношение постоянных времени траекторного и перегрузочного контуров (15) удовлетворяет условию (14). Проверим, как изменяются корни характеристического полинома (12) в сравнении с корнями системы (13), в которой теоретически сохранены желаемые корни траекторного контура и корни контура отработки перегрузки одновременно.

Для полинома (13) численно найдены две пары комплексно-сопряженных корней:

$$x_1=-0{,}202\pm0{,}202j \quad \text{и} \quad x_2=-1{,}083\pm1{,}267j. \qquad (16)$$

Для полинома (12) соответствующие корни изменяют свое расположение:

$$x_1=-0{,}252\pm0{,}248j \quad \text{и} \quad x_2=-0{,}831\pm1{,}06j. \qquad (17)$$

Сравнение (17) и (16) показывает, что корни x_1 и x_2 (17) по отношению к соответствующим корням (16) сблизились по действительным частям между собой, причем траекторная пара корней x_1 стала более быстродействующей, а быстрая пара x_2 — более медленной. Относительный коэффициент затухания траекторной составляющей движения стал равен 0,713, а для внутреннего контура уменьшился до значения 0,617.

На рис. 3 показаны переходные процессы $y_1(t)$ и $y_0(t)$ при воздействии единичной ступеньки соответственно на реальный контур ФЗД (12) и на систему с зафиксированными корнями, имеющую характеристический полином (13) — идеальный контур ФЗД.

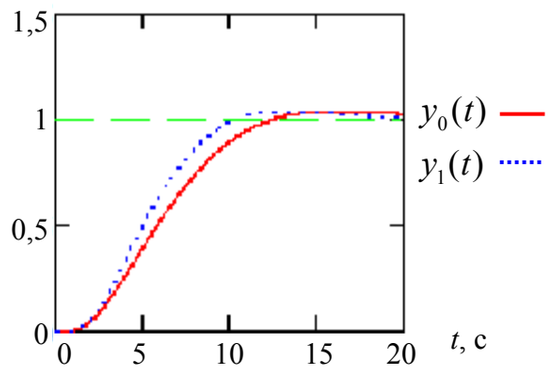


Рис. 3. Переходные процессы идеального и реального контура ФЗД

Как следует из графиков, переходные процессы практически не отличаются друг от друга, что говорит о правильности выбора постоянной времени контура скорости ФЗД (15), при которой динамика контура перегрузки не оказывает существенного влияния на работу траекторного контура.

Обеспечим переход режима ФЗД из «ждущего» состояния в активную фазу работы по следующему логическому условию его подключения:

$$S=\begin{cases}1 \text{ при}\left[\left(\Delta V_{\text{пр}}-k_{\dot V_y}\dot V_{\text{пр}}\ge 0,\ \Delta V_{\text{пр}}=V_{\text{пр}}^{\text{мин}}-V_{\text{пр}}\right)\vee\left(\Delta V_{\text{пр}}-k_{\dot V_y}\dot V_{\text{пр}}\le 0,\ \Delta V_{\text{пр}}=V_{\text{пр}}^{\text{макс}}-V_{\text{пр}}\right)\right],\\ 0 \text{ при}\left[\left(\Delta V_{\text{пр}}-k_{\dot V_y}\dot V_{\text{пр}}< 0,\ \Delta V_{\text{пр}}=V_{\text{пр}}^{\text{мин}}-V_{\text{пр}}\right)\vee\left(\Delta V_{\text{пр}}-k_{\dot V_y}\dot V_{\text{пр}}> 0,\ \Delta V_{\text{пр}}=V_{\text{пр}}^{\text{макс}}-V_{\text{пр}}\right)\right].\end{cases}$$

Это переключение равносильно вмешательству ФЗД в функционирование режима автоматического управления, во время которого произошло критическое приближение самолета к ограничению по скорости полета, с отключением прежнего режима.

Была проведена проверка работоспособности режима ФЗД при выходе самолета с помощью задатчика угла наклона траектории на большие положительные углы при начальных скоростях полета, близких к ограничению по минимальной приборной скорости.

Для подтверждения работоспособности режима ФЗД моделирование проводилось на полной модели самолета на различных высотах полета с учетом соответствующего изменения эффективности руля высоты. После включения ФЗД положение РУД-ов оставалось неизменным и соответствующим их балансировочному положению для горизонтального полета, что имитировало невмешательство экипажа в процесс ухода самолета от минимальной (максимальной) скорости. Сам уход от торможения (разгона) вблизи допустимой скорости полета осуществлялся только с помощью САУ через руль высоты со сломом траектории движения на пикирование (кабрирование) для поддержания приборной скорости не ниже минимальной или не выше максимальной.

Графики движения самолета с включением режима ФЗД при кабрировании с приближением к минимальной приборной скорости полета на высотах 1000 м и 5000 м показаны на рис. 4 и 5 соответственно.

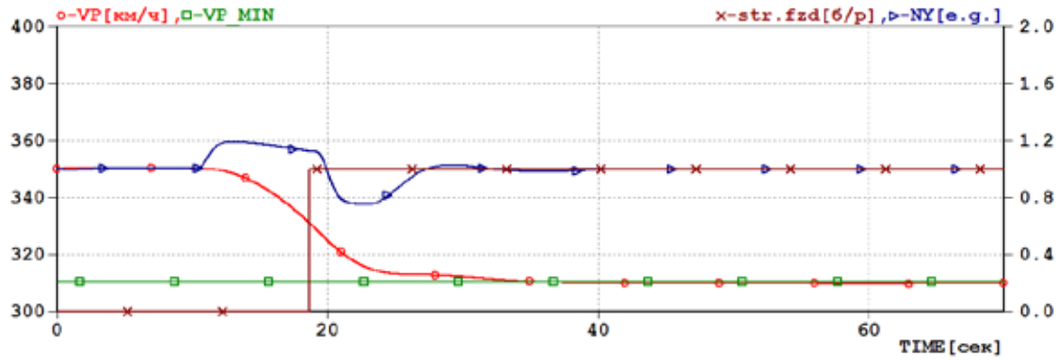


Рис.4. H_0 = 1000 м, $V_{пр.\ 0}$ = 350 км/ч, $\theta_{вкл.\ ФЗД}$ = 6,7 °

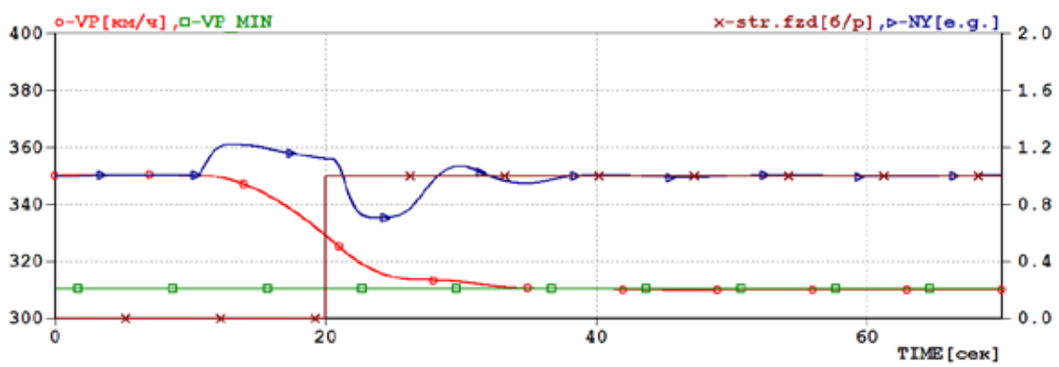


Рис. 5. H_0 = 5000 м, $V_{пр.\ 0}$ = 350 км/ч, $\theta_{вкл.\ ФЗД}$ = 6,95 °

Для этих же высот показана работа режима ФЗД (рис. 6, 7) на уходе от разгона из начального пикирования с приближением к максимальной скорости полета, принятой при моделировании $V_{\text{пр зад}} = V_{\text{пр}}^{\text{макс}} = 505$ км/ч.

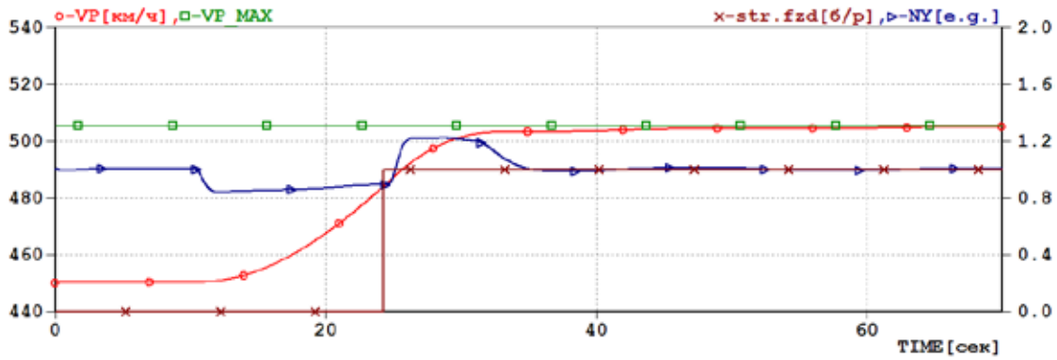


Рис. 6. $H_0 = 1000$ *м,* $V_{пр.\ 0} = 450$ *км/ч,* $\theta_{вкл.\ ФЗД} = -8{,}2\ ^\circ$

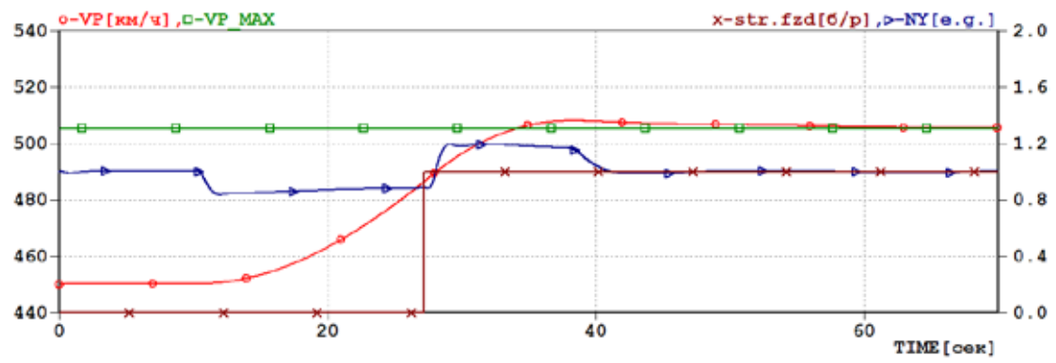


Рис. 7. $H_0 = 5000$ *м,* $V_{пр.\ 0} = 450$ *км/ч,* $\theta_{вкл.\ ФЗД} = -8\ ^\circ$

Анализ результатов проведенной проверки режима ФЗД показал, что переход на режим предотвращения выхода самолета за ограничение по скорости происходит своевременно и перерегулирование составляет не более 3 км/ч, что достаточно для обеспечения безопасности выполнения полета с активной поддержкой с помощью режима «Функция защиты диапазонов».

Таким образом, построен закон управления режима ФЗД с минимально необходимым составом информационных параметров — приборной и истинной скорости полета — для обеспечения устойчивого и высокоточного предотвращения выхода самолета за ограничения по приборной скорости полета.

Литература

1. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. — М.: Машиностроение. 1965. — 467 с.

2. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: Линейные модели. — М.: Наука, 1987. — 304 с.

3. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вузов. — М.: Транспорт, 1990. — 392 с.

4. Кулифеев Ю. Б. Методика построения дискретных математических моделей линейных динамических объектов с постоянными коэффициентами. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. Выпуск 13, 2016, с. 2-16.

5. Куликов В. Е., Куликов В. В. Аналитический синтез контура траекторного управления самолетом методом формирования желаемых корней динамических звеньев в характеристическом полиноме замкнутой системы. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. Выпуск 11, 2015, с. 2-19.

**Правила оформления материалов,
направляемых для опубликования в журнале
«Труды МИЭА. 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

П. Е. Данилин, К. А. Афенко, Д. А. Ивченков
Организация унифицированного доступа к аэронавигационной базе данных 2

Е. Д. Колотилов, П. Е. Данилин, Д. А. Стариченков
Технология проведения предварительных испытаний ФПО в условиях имитационной среды 13

И. В. Калинина, А. С. Ласточкин, П. Е. Данилин, Е. Д. Колотилов
Особенности проектирования функционального программного обеспечения самолетовождения при выполнении LPV захода на посадку..... 23

Н. А. Зайцева, К. А. Афенко
Выполнение автоматического полета по данным БИНС в условиях нештатных ситуаций..... 34

В. В. Куликов
Синтез активной системы предотвращения выхода транспортного самолета за ограничения по скорости полета при автоматическом управлении..... 46