

ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 2

**НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

Под общей редакцией кандидата технических наук А.Г. Кузнецова

**Москва
2010**



УДК 681.5 50.43.19

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОВ

А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье рассмотрена типовая схема технологии проектирования систем автоматического управления (САУ) самолетов, которой придерживаются все основные разработчики систем управления. Приведено теоретическое обоснование современной тенденции сокращения объемов летных испытаний за счет увеличения объемов математического моделирования и стендовой отработки.

Технология проектирования САУ самолетов к настоящему времени в основном сложилась. Этапы, которые включает в себя технология проектирования автоматических систем управления, представлены на рис. 1.

В технологии проектирования выделяются три крупные разработки:

- создание математического обеспечения для моделирования динамики управляемого движения самолетов;
- разработка программного обеспечения (бортовых программ);
- проектирование стендового комплекса для полнатурного моделирования, на котором завершается этап разработки перед летными испытаниями.

Математическое обеспечение позволяет выбрать и обосновать структуру САУ, настройки, проанализировать устойчивость системы и доказать выполнение требований ТЗ, предъявляемых к системе управления, с заданной вероятностью.

Разработка математического обеспечения заканчивается синтезом алгоритмов управления на основе полной математической модели замкнутого контура управления, включающей, в том числе, статистическое моделирование.

Под разработкой программного обеспечения понимается создание бортовых программ, реализующих синтезированные алгоритмы. Разработка стендового комплекса заканчивается созданием замкнутого контура управления, в который включены реальные вычислители, привода, пульт управления.

Разработанный стендовый комплекс представляет собой симбиоз аппаратуры и программного обеспечения, обладающий универсальностью и позволяющий достаточно просто производить перенастройку его под любой самолет с его аэродинамикой, тяговыми и инерционными характеристиками, проводкой управления, системой штурвального управления и другими особенностями.

Структурная схема математического обеспечения представлена на рис. 2. При проведении математического моделирования предусмотрены блоки детерминированного и статистического моделирования.

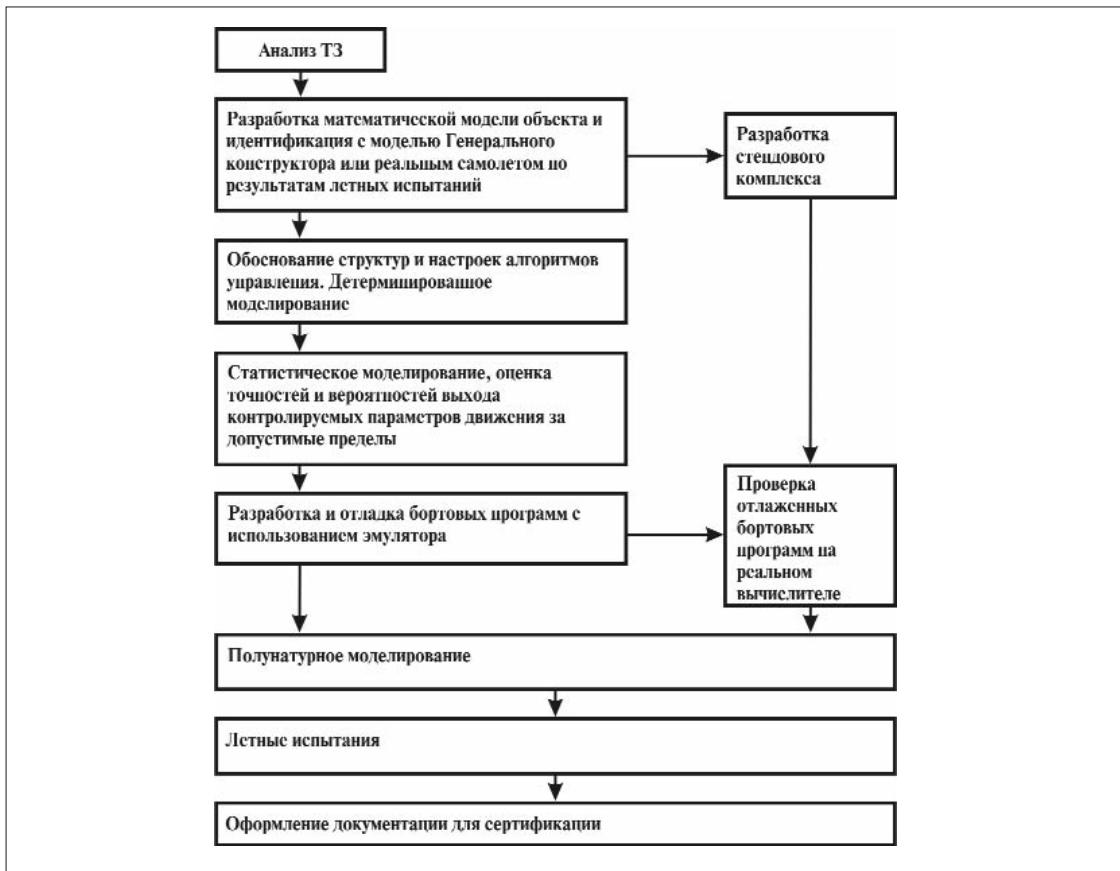


Рис. 1 Этапы проектирования САУ самолетов

Блок аэродинамических характеристик включает в себя числовые данные по составляющим этих характеристик, получаемые от Разработчика самолета, программы интерполяции по двум, трем переменным, массово-директорного и совмещенного управления траекторией и алгоритмы автоматического управления тягой.

Выходами траекторных алгоритмов являются сигналы, которые передаются на управляющие органы самолета (руль высоты, элероны, руль направления, интерцепторы, стабилизатор и др.) или непосредственно на приводы. Выходами тяговых алгоритмов являются управляющие сигналы на привод регулятора тяги и на электронный регулятор двигателя. Одновременно формируются сигналы на установленные на самолете системы индикации и сигнализации и на директорные стрелки, что представлено на структуре модели как блок вывода на печать.

В составе математической модели предусмотрены блок графического представления результатов и блок статистической обработки результатов моделирования, позволяющий оценить систему на соответствие требованиям ТЗ.

Математическое моделирование начинается после того, как верифицирован объект управления. Эта процедура заключается в сравнении полученных на математической модели и заданных Разработчиком самолета балансировочных характеристик и переходных процессов как реакции на воздействие органов управления. Такое сравнение позволяет выявить ошибки в задании или программной реализации аэродинамических и тяговых характеристик. После

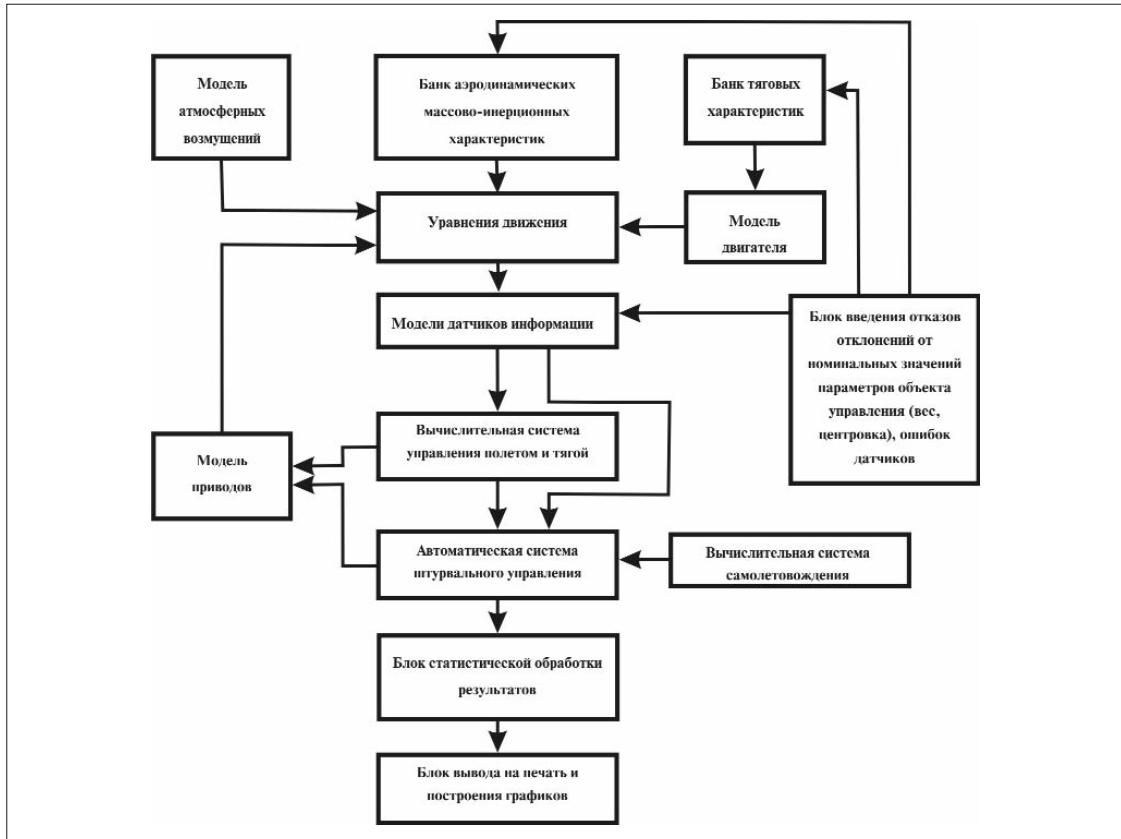


Рис. 2 Структурная схема математического обеспечения

верификации объекта производится аналогичный анализ по переходным процессам системы. Одновременно производятся аналитические расчеты энергетических возможностей объекта, позволяющие внести необходимую корректировку, например, в заданную Разработчиком самолета методику набора высоты, ухода на второй круг или посадки.

После согласования с Генеральным конструктором характеристик объекта начинается математическое моделирование режимов автоматического управления. Естественный переход к синтезу законов управления заключается в том, что проверяются отработанные алгоритмы, что сохраняет преемственность систем управления. Так, алгоритмы стабилизации тангажа, высоты, крена, курса, а также алгоритмы посадки с минимальными изменениями работают в автопилотах самолетов Ил-96-300, Ту-204, Ту-204-120, Ту-214, Ту-334, С-80, Ан-70. Однако для любого самолета необходима проверка динамики и точности на соответствие ТЗ.

Методика математического моделирования предусматривает два этапа – детерминированное и статистическое моделирование. При детерминированном моделировании анализируется работа алгоритма при определенном наборе начальных условий, центровок, весов и возмущающих воздействий. Поскольку такой набор отработан неоднократно, то он заложен в программу моделирования специальным блоком, обеспечивающим автоматический перебор всех условий.

Следует отметить, что в набор начальных условий при детерминированном моделировании включены экстремальные ситуации, например, максимальный вес в сочетании с цент-

ровкой. Сюда же входят крайние условия по скорости и высоте, ветровые возмущения, запаздывание датчиков входной информации, \max или \min крутизна маяков и пр.

Анализ, проводимый на основании результатов детерминированного моделирования, позволяет выбрать настройки коэффициентов и провести корректировку структуры. Эта корректировка, в основном, сводится к введению дополнительных фильтров, дополнительных демпфирующих цепей и цепей, гарантирующих компенсацию отказа двигателя.

Статистическое моделирование, проводимое на заключительном этапе отработки алгоритмов, позволяет подтвердить соответствие системы ТЗ с заданной вероятностью.

На современном этапе развития технологии проектирования изделий аэрокосмической техники, в том числе и САУ самолетов, наблюдается тенденция переноса основного объема работ на этап наземной отработки, включающий в себя математическое и полунатурное стендовое моделирование. Это обусловлено прежде всего экономическими причинами, поскольку затраты на обнаружение и устранение дефекта на этапах математического моделирования, стендовой отработки и летных испытаний находится в соотношении 1:10:100.

Кроме того, одной из особенностей летного эксперимента является то, что при его реализации не всегда возможно провести необходимый объем экспериментальных исследований функционирования объекта в целом или отдельных его систем и подсистем в реальных условиях применения. Поэтому в летных испытаниях приходится создавать некоторую имитационную обстановку. В этих случаях полнота и достоверность получаемого экспериментального материала могут быть гарантированы, если к исследованиям привлечены методы моделирования. Вне зависимости от вида моделирования и помимо работ, связанных с постановкой задачи, выбором критериев оценки и методов оптимизации, реализации моделей в виде программ или схем моделирования, их отладки и проведения моделирования, важнейшей задачей является разработка моделей, объективно отражающих подлежащие изучению процессы. Такая задача решается в ОАО «МИЭА» для всех самолетов, на которые устанавливается разрабатываемое бортовое оборудование.

Широкое привлечение методов моделирования к летным экспериментам позволяет получить в ограниченное время результаты из минимального объема экспериментальных данных.

Из рис. 3 видно, что увеличение объема сопровождающего моделирования позволяет в 1,5–2 раза сократить число натурных экспериментов при отработке СТС.

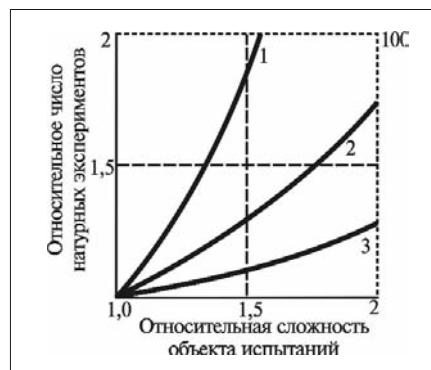


Рис. 3 Взаимосвязь объемов моделирования и натурных испытаний:
1 – объем моделирования; 2, 3 – относительное число натурных экспериментов
без моделирования и с моделью соответственно



Одна из наиболее важных задач моделирования – это изучение в процессе совершенствования отрабатываемых систем их характеристик и выявление скрытых свойств. К числу этих свойств относятся: оптимальные конструктивные и технологические характеристики; фактические значения основных параметров при любых сочетаниях внешних и внутренних факторов; значения параметров, определяющих экстремальные условия испытаний, распределение характеристик надежности систем при заданных условиях эксплуатации, в том числе и при отказах. Важным вопросом является обеспечение научной основы для планирования испытаний и прогнозирования основных параметров. Последнее должно предшествовать всякому внедрению систем в производство.

Чтобы можно было распространить результаты, полученные при испытаниях с использованием моделирования, для оценки поведения реальных объектов испытаний (ОИ), необходимо обеспечить определенное соответствие между моделью и ОИ. Это соответствие может выражаться в виде адекватности (т. е. одинаковости поведения в одинаковых условиях) или подобии модели и ОИ. В большинстве случаев испытаний ОИ с применением моделирования трудно обеспечить адекватность модели и ОИ, поэтому используются модели, подобные ОИ.

С развитием сложных технических систем (СТС) роль моделирования при оценке параметров исследуемых процессов существенно возросла. Это объясняется особенностями исследуемых объектов, вытекающими из сложности функциональных связей между параметрами системы, изменяющимися условиями внешней среды и оцениваемыми показателями. Обычно при моделировании СТС сталкиваются с ситуацией, когда исследуемые процессы в системе и условия внешней среды имеют вероятностный характер, число факторов, влияющих на оцениваемые показатели, значительно, и оценки искомых параметров нужно получить для широкого диапазона изменений условий функционирования системы.

Моделирование, как метод исследований, широко применяется не только при подготовке технических предложений и формировании технических требований к создаваемому образцу, но и на этапах эскизного и технического проектирования, при отработке образцов в замкнутых системах, в составе которых предполагается их использование, а также на этапе различных видов натурных испытаний, определяющих характеристики объектов, их отработанность и возможность перехода от данного этапа испытаний к последующему или служащих основанием для передачи объектов в серийное производство.

Конечной целью математического моделирования является получение с необходимой точностью оценок выбранных количественных показателей. Наибольшее распространение при этом получил метод статистических испытаний, представляющий собой имитационный метод расчета вероятностных характеристик систем.

Так как материальный вклад в объем моделирования для сложных систем велик, то сокращение общего числа экспериментов приобретает важное значение. Поэтому разрабатываются комбинированные методы использования разнородных статистических оценок, при которых на каждом очередном этапе моделирования используется ранее полученная информация.

Вычислительные методы, используемые для определения оценок параметров при полунатурном моделировании, в большинстве случаев аналогичны применяемым при математическом моделировании.

Методами моделирования обычно решается следующий основной круг задач:

- обоснование технических требований к создаваемому объекту и его отдельным частям;
- сравнительная оценка эффективности существующих образцов и их частей, подобных разрабатываемым;
- выбор рациональных технических решений по построению создаваемого объекта, его систем и подсистем и проверка соответствия полученных характеристик заданным на стадии как проектной разработки, так и испытаний;
- отработка систем, подсистем, блоков и их элементов, уточнение технических решений и требований к объектам в процессе их создания;
- выбор и отработка алгоритмов функционирования объектов в реальных условиях применения;
- предварительная оценка ожидаемой эффективности создаваемого объекта;
- отработка объекта в целом перед проведением натурных испытаний;
- обоснование программ и методов проведения различных видов испытаний объекта, его систем, подсистем, блоков и элементов;
- решение задач, связанных с эргономическим обеспечением как функционирования объекта, так и его испытаний;
- получение характеристик, которые не могут быть определены (из-за возможных экономических, технических, организационных и других видов ограничений) в натурных испытаниях, а также статистических характеристик, необходимых для оценки испытуемого объекта;
- определение соответствия характеристик объекта заданным требованиям и контрольная проверка этих характеристик с учетом натурных испытаний;
- оценка эффективности объекта во всем диапазоне реальных условий его применения и т. п.

При решении перечисленных задач математическое моделирование используется, когда известно достаточно достоверное математическое описание моделируемого процесса. Полунатурное моделирование применяется для оценки аппаратурных решений, эргономической оценки и при отработке образцов для уточнения технических решений, получения объективных оценок для принятия решений о проведении натурных испытаний и возможности перехода от одного этапа испытаний к последующему.

Значительный интерес представляет задача обоснования достаточности обработанности системы на различных этапах ее разработки и возможности перехода на следующий в технологической цепочке этап.

Эта задача решается с использованием так называемых «кривых роста надежности».

На каждом этапе разработки системы происходит обнаружение и устранение различных дефектов, т. е. корректировка и доработка системы. При этом наблюдается улучшение характеристик системы. Определив отказ как любое несоответствие параметров и характеристик системы предъявляемым требованиям, и учитывая вероятностный характер процессов обнаружения дефектов, получим возможность использования для описания этого процесса хорошо известного и достаточно полно разработанного математического аппарата теории надежности. При этом событие обнаружения дефекта является аналогом отказа, вероятность этого события — вероятности отказа, а вероятность бездефектного состояния системы — вероятности безотказной работы, т. е. надежности системы R .



В процессе экспериментальной отработки системы её «надежность» растет. Эта динамика роста описывается некоторыми математическими зависимостями, основной из которых является экспоненциальная:

$$R_i(t_i) = a_i - (a_i - R_{oi})\exp\{-\theta_i t_i\},$$

где индекс i обозначает этап разработки;

t_i — время разработки на этом этапе;

R_{oi} — начальное для данного этапа значение надежности;

θ_i — интенсивность обнаружения и, следовательно, устранения дефектов на данном этапе;

a_i — предельное для данного этапа значение надежности, определяемое полнотой имитации на данном этапе условий эксплуатации системы.

Обоснованием экспоненциальной модели является тот факт, что рост надежности пропорционален обнаруженной ненадежности, т. е.

$$\dot{R} = \theta(a - R),$$

а отличие параметра a от единицы определяется проявлением при функционировании любой системы случайных отказов, не требующих доработки системы.

Исследование динамики роста надежности самых различных аэрокосмических систем в процессе их экспериментальной отработки позволяет выявить следующие закономерности:

— интенсивность обнаружения дефектов уменьшается с переходом на следующие этапы, т. е.

$$\theta_{i-1} > \theta_i,$$

что объясняется как уменьшением числа невыявленных дефектов, так и усложнением условий их обнаружения (наиболее просто дефекты обнаруживаются при математическом моделировании, наиболее сложно в летных испытаниях);

— предельное значение растет с переходом на следующий уровень, т. е.

$$a_{i-1} < a_i,$$

что объясняется все более полной имитацией реальных эксплуатационных условий при переходе от математического моделирования к летным испытаниям.

В результате может быть поставлена и решена задача оптимального по времени перехода от этапа к этапу, а именно:

$$T = t_{i-1} + t_i = \frac{1}{\theta_{i-1}} \ln \frac{a_{i-1} - R_{oi-1}}{a_{i-1} - R_{oi}} + \frac{1}{\theta_i} \ln \frac{a_i - R_{oi}}{a_i - R_{oi+1}} = \min R_{oi}.$$

Решением этой оптимизационной задачи является условие равенства скоростей роста надежности на $i-1$ -ом и i -ом этапах отработки в точке перехода R_{oi} , а именно

$$\theta_i(a_i - R_{oi}) = \theta_{i-1}(a_{i-1} - R_{oi}).$$

Аналогичное условие получается, если вместо времени используется стоимость отработки на различных этапах.

Анализ зарубежного опыта разработки авиационного оборудования показывает, что летные испытания, играющие важную роль в отечественной практике для установления соответствия основных характеристик самолета нормам летной годности, за рубежом имеют существенно меньшее, в основном, демонстрационное значение, поскольку до 80 % всех проблем, возникающих при разработке соответствующих систем, решается на земле.

Этой современной тенденции соответствует малые значения интенсивности обнаружения дефектов на этапе летных испытаний и близкие к единице значения случайной составляющей надежности.

Из условия оптимального перехода следует, что объем летных испытаний, необходимых для устранения ранее необнаруженных дефектов, близок к нулю, и целью их становится лишь демонстрация достигнутых результатов.

Накопленный в ОАО «МИЭА» опыт многолетних исследований по созданию и отработке математическим и полунатурным моделированием вычислительных систем самолетовождения и управления полетом и тягой, создание стендов полунатурного моделирования, математическое обеспечение которых впервые в России осуществляет имитацию многочасовых полетов с учетом формы и вращения Земли, что позволяет анализировать работу всей бортовой аппаратуры в комплексе в условиях действия всех возможных навигационных ошибок и отрабатывать алгоритмы фильтрации и влияния навигационных ошибок на точность пилотирования, позволяет констатировать полное соответствие процессов создания образцов авиатехники мировым тенденциям развития.

Литература

1. Александровская Л.Н., Кузнецов А.Г. и др. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М.: Логос, 2003.
2. Методы анализа и оценивания рисков в задачах менеджмента безопасности сложных технических систем / Под ред. С.П. Крюкова, С.Д. Бодрунова. СПб.: Аэрокосмическое оборудование, 2007.



УДК 629.3. 051-52

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

Ю.Г. БОРИСЕНКО, к.т.н. , А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н.,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Изложены основные направления развития систем управления современных гражданских самолетов в части обеспечения автоматизации процессов регулирования тяги во всей области их эксплуатации.

Введение

Задача реализации трактов автоматического управления в системах управления полетом и тягой (СУПТ) является весьма актуальной ввиду того, что ее решение способствует достижению следующих целей [1]:

- снижение психологической и физической нагрузки на летный состав с одной стороны, сокращение числа членов экипажа с другой стороны;
- повышение статистической и динамической точности выдерживания скоростных параметров движения самолета;
- минимизация влияния на работу контура тяги нелинейных характеристик механической проводки, от РУДов к двигателям;
- обеспечение практической инвариантности к внешним воздействиям;
- компенсация влияния маневров самолета в продольной и боковой плоскостях на скоростные параметры.

Общие вопросы построения канала тяги

В качестве основных параметров регулирования в канале тяги используются:

- информация о приборной скорости ($V_{\text{пр}}$) для стабилизации относительно заданного значения на режимах:

- предпосадочного маневра;
- захода на посадку;
- ухода на 2-й круг;
- вертикальной навигации;
- стабилизации баровысоты на средних и низких высотах;
- управления вертикальной скоростью;
- в конечной фазе выхода на заданный эшелон;

- информация по числу Маха (M), используемая для стабилизации на крейсерских этапах полета в режиме стабилизации баровысоты и в режиме вертикальной навигации;

- информация о заданном эквиваленте тяги ($\dot{E}_t^{зад}$), для использования:
 - на этапе автоматизированного взлета;
 - в начальной и средней фазах режима выхода на заданный эшелон;
 - в конечной фазе автоматического приземления при сбросе тяги.

В качестве эквивалента тяги на различных типах двигателей используются следующие параметры:

- степень повышения давления за турбиной ($\pi_{дв}$), двигатели RB-221;
- степень повышения давления за компрессором (π_K), двигатели Д-436-148;
- давление масла в винтовой группе турбовинтовых двигателей (P_M), двигатели Д-27;
- обороты компрессора низкого давления (n_1), двигатели СНТК им. Кузнецова;
- обороты компрессора высокого давления (n_2), двигатели ПС-90А;
- положение рычагов управления двигателями ($\alpha_{руд}$), двигатели Д-436-334.

При этом степень адекватности эквивалентов тяги величине самой тяги снижается в указанном порядке от $\pi_{дв}$ до $\alpha_{руд}$.

Использование эквивалента тяги позволяет сформировать в канале тяги дополнительный позиционный контур регулирования с входным сигналом $\dot{E}_t^{зад}$ и обратной связью по сигналу \dot{E}_t , что существенно повышает характеристики работы канала тяги в целом. Указанный подход отражен на структурной схеме рис.1.

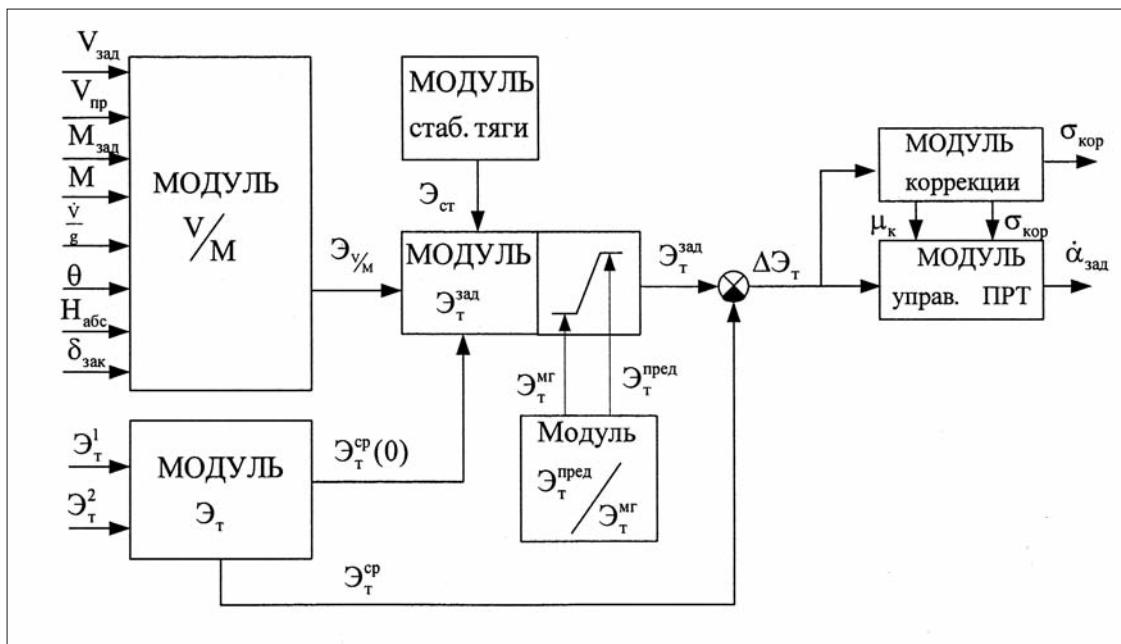


Рис. 1 Общий модуль канала тяги

Дальнейшее улучшение характеристик канала тяги может достигаться за счет применения трактов дистанционного управления. Среди возможных путей в этом направлении можно выделить следующее:

- а) при работе в контуре привода регулирования тяги (ПРТ):

- использование дистанционного канала связи между датчиками положения РУД, устанавливаемыми вблизи ПРТ, и электронным регулятором типа ЕЕС, применяемым на двигателях типа RB211 фирмы Rolls-Royce;



- использование тракта коррекции «в малом», связывающего СУПТ с регулятором типа РЭД, применяемым на двигателях ПС-90А. При этом «в большом» тяга регулируется через ПРТ с обнулением сигнала коррекции;
- б) при отсутствии в контуре привода тяги используется дистанционный канал, связывающий сигнал $\dot{E}_t^{\text{зад}}$ с электронным регулятором двигателей в полном диапазоне регулирования (двигатели Д-27 и Д-436-148).

При реализации структуры канала тяги принято модульное построение на основе:

- модуля управления скоростными параметрами;
- модуля обработки эквивалентов тяги;
- модуля стабилизации заданного эквивалента;
- модуля формирования предельных эквивалентов;
- модуля определения заданного эквивалента тяги по всем режимам;
- модуля управления приводом;
- модуля коррекции управления «в малом» (при необходимости)

На рис.2 приведена структура математической модели тракта формирования тяги силовой установки, состоящая из следующих компонентов [2]:

- привод тяги с зоной нечувствительности и ограничением;
- механическая проводка управления с нелинейным элементом типа «люфт»;
- блок высотно-скоростных характеристик двигателя, формирующий расчетную тягу;
- динамическая модель приемистости/дросселирования двигателя для определения фактической тяги;
- устройство для определения суммарной тяги силовой установки с учетом отключения одного из двигателей.

Алгоритмическое обеспечение задач управления тягой

Одним из главных направлений формирования канала тяги является решение задачи стабилизации и управления скоростными параметрами движения гражданских самолетов (приборной скорости и числа Маха).

В качестве стабилизируемых параметров используются приборная скорость и число Маха, задаваемые с пульта управления СУПТ или формируемые в вычислительной системе самолетоходства, или в модуле «Уход» в случае включения данного режима.

Основной целью формирования тракта управления скоростными параметрами является:

- достижение четкого соответствия заданной приборной скорости положению механизации крыла (закрылков/предкрылков) для рационального достижения полетной посадочной конфигурации самолета;
- точное выдерживание заданного оптимального числа Маха в режиме вертикальной навигации;
- повышение безопасности полета за счет ограничения заданных параметров при решении функции защиты диапазона полета по скорости в пределах $V_{\text{пп}}^{\text{min}} \div V_{\text{пп}}^{\text{max}}$ и числа Маха в пределах $M_{\text{min}} \div M_{\text{max}}$.

В качестве основных параметров используются сигналы текущей скорости и текущего числа Маха, пропущенные через градиентный фильтр для ослабления влияния случайных со-

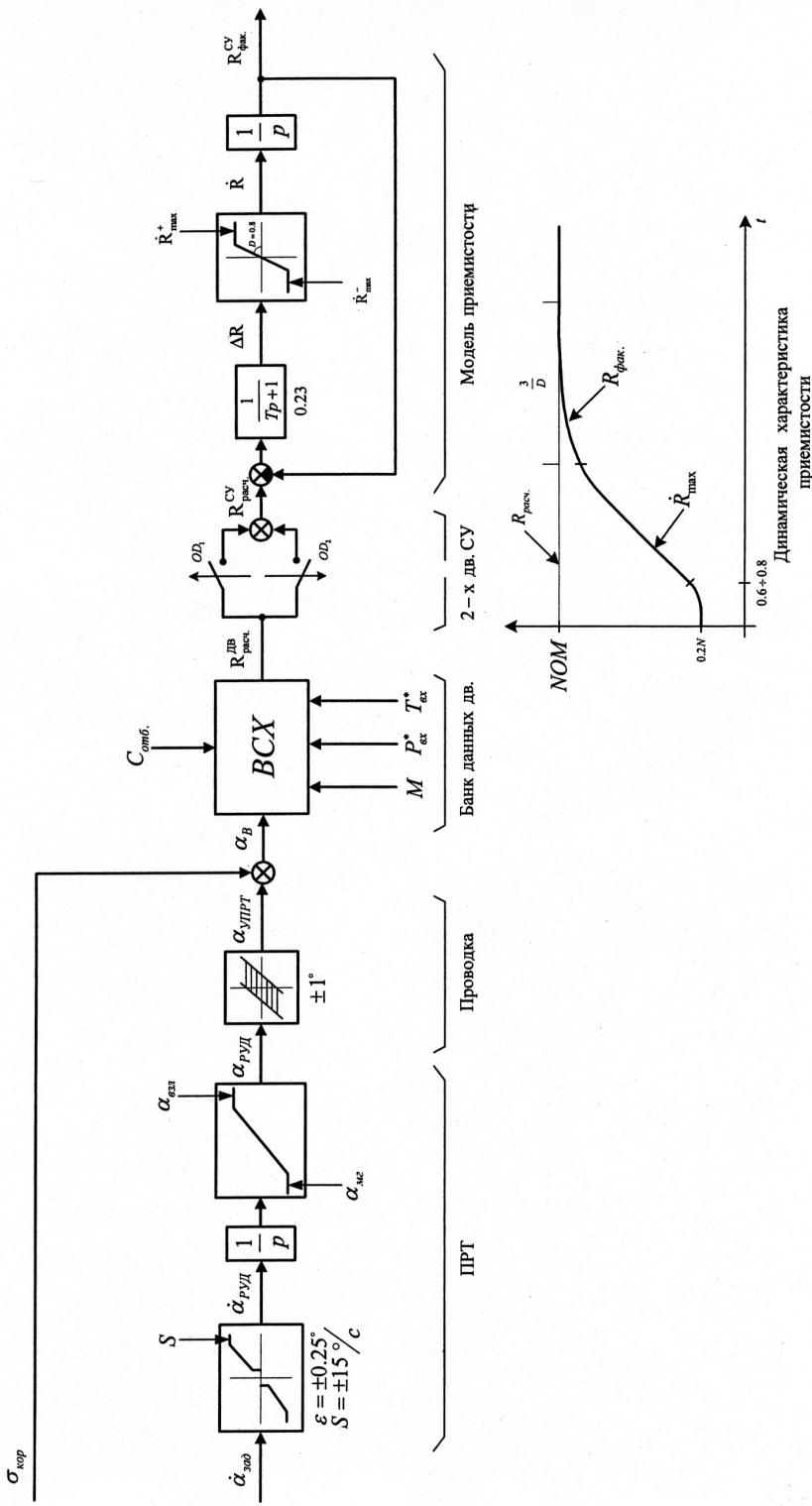


Рис. 2 Тракт управления тягой



ставляющих. Кроме того, для демпфирования длиннопериодического движения используется сигнал продольного путевого ускорения, сформированный в модуле траекторных параметров по следующей зависимости [3]:

$$\frac{\dot{V}}{g} = \sin\theta_{\text{пот}} - \sin\theta,$$

где

$$\sin\theta_{\text{пот}} = n_{x_1} \cos\alpha_t - n_{y_1} \sin\alpha_t;$$

$$\sin\alpha_t = \frac{1}{\cos\gamma} \cdot \sin(\vartheta - \theta).$$

Использование ускорения вдоль траектории заметно снижает влияние турбулентной атмосферы за счет исключения производной приборной (воздушной) скорости.

Рассогласование по числу Маха трансформируется в сигнал рассогласования по приборной скорости, после чего суммарный сигнал, определяемый по схеме «или», ограничивается, преобразуется в параметр заданного продольного ускорения и фильтруется для ослабления возможных флюктуационных составляющих (сигнал σ_2). Сигнал заданного и текущего продольного ускорения далее отрабатываются через позиционный и интегральный тракты управления (σ_n и σ).

Для повышения динамической точности регулирования используется принцип инвариантности, минимизирующий влияние внешних воздействий на контур управления за счет формирования:

- корректирующего сигнала, определяющего интенсивность вертикального маневра на основе производной угла наклона траектории ($\sigma_{\dot{\theta}} = K_K \cdot F_{\dot{\theta}}$);
- корректирующего сигнала, компенсирующего влияние процесса выпуска/уборки механизации крыла на изменение лобового сопротивления самолета ($\sigma_{\text{зак}} = \mu_{\sigma_2} \cdot F_{\text{зак}}$);
- программного блока, учитывающего наличие ненулевых начальных условий по $\frac{\dot{V}}{g}(0)$

при включении режимов стабилизации скорости для минимизации динамических отклонений после включения ($\sigma_{\text{пр}} = K_p \dot{V}(0) \cdot K_p(H)$);

- форсирующего сигнала, обеспечивающего увеличение тяги при выключении одного из двигателей силовой установки ($\sigma_{\text{од}}$).

В итоге заданный эквивалент тяги скоростных трактов формируется на основе следующих составляющих:

$$\dot{\mathcal{E}}_t^{\text{зад}} = \sigma_n + \sigma_j + \sigma_{\text{од}} + \sigma_{\dot{\theta}} + \sigma_{\text{пр}} + \sigma_{\text{зак}} + \sigma_{\text{cp}}(0).$$

Для исключения ненулевого выходного сигнала при включении режимов в суммарный сигнал $\dot{\mathcal{E}}_t^{\text{зад}}$ вводится запомненный средний эквивалент тяги ($\sigma_{\text{cp}}(0)$) в момент включения режима и ограничивается в пределах от эквивалента тяги «полетного малого газа» ($\dot{\mathcal{E}}_t^{\text{МГ}}$) до предельной по максимуму величины, учитывающей различные этапы полета ($\dot{\mathcal{E}}_t^{\text{пред}}$).

Следующим направлением автоматизации управления является решение задачи формирования заданного эквивалента тяги как программного сигнала, определяющего величину потребной тяги на режимах:

- директорного взлета, включая вариант взлета с пониженной тягой;
- выхода на заданную высоту эшелона с реализацией номинальной тяги при наборе и тяги «малого газа» при снижении.

При подходе к заданному эшелону в канале тяги осуществляется переход на режим стабилизации заданного скоростного параметра с отключением режима стабилизации программного эквивалента тяги;

- ухода на 2-й круг с реализацией взлетной тяги до начала выхода в горизонт с последующим переходом в канале тяги на режим стабилизации приборной скорости.

В выходном тракте канала тяги осуществляется сравнение заданного эквивалента по разным режимам работы с усредненным текущим эквивалентом с отработкой полученного сигнала рассогласования через привод регулирования тяги ($\Delta\mathcal{E}_t$).

Сигнал рассогласования поступает в тракт управления тягой через ПРТ и в тракт коррекции (при наличии механической проводки в контуре регулирования). В ПРТ используются признаки коммутации, отключающие положительные и отрицательные составляющие сигнала скорости привода при выходе привода на концевые выключатели взлетной тяги и выключатели тяги «малого газа», соответственно.

Тракт коррекции отключается по петлеобразной релейной характеристике при наличии сигнала $\Delta\mathcal{E}_t$ более порога коммутации ε_2 с одновременным включением входного сигнала $\Delta\mathcal{E}_t$ на привод и повторно включается по малому порогу с отключением сигнала на привод.

При выходе сигнала коррекции за пределы его диапазона (ε_4) осуществляется его обнуление за счет подключения отрицательной обратной связи с выхода коррекции и отключением входного сигнала. При этом выходной сигнал коррекции подключается к входу привода для обеспечения функции его замещения соответствующим перемещением ПРТ.

При практическом обнулении коррекции до ε_3 и наличии сигнала рассогласования $\Delta\mathcal{E}_t$ менее порога ε_1 тракт коррекции возобновляет свое функционирование.

Следовательно, использование метода замещения трактов привода и коррекции обеспечивает реализацию динамического управления тягой «в малом», что исключает из контура регулирования механическую проводку с присущей ей характеристикой типа гистерезиса (люфта).

К вопросу о директорном управлении тягой

К современным тенденциям развития отечественной и зарубежной авиации следует отнести задачу периодической модернизации бортового оборудования на самолетах, находящихся достаточно длительный срок в эксплуатации в авиакомпаниях и боевых авиационных частях.

Среди отечественных авиационных образцов к этому ряду можно отнести самолеты Ту-95 МС, Ту-160, Ил-76, Ил-18, Ан-124.

К основным трудностям реализации автоматического управления тягой силовых установок указанного ряда самолетов следует отнести:

- отсутствие электронных регуляторов двигателей, которые могли бы обеспечить достаточное полное решение задач их взаимодействия с системой управления полетом и тягой;
- наличие протяженных тросовых проводок, связывающих РУДы с насосами подачи топлива (НР) и, как правило, выполненных без регуляторов натяжения тросов.



Указанный факт приводит к появлению люфтов в проводке величиной до $2 \div 3$ гр., а при неблагоприятных изменениях температуры наружного воздуха – до $4 \div 5$ гр., что негативно сказывается на процессе ручного регулирования тяги и на практической невозможности качественного построения каналов автоматического управления.

Реальный путь автоматизации регулирования тягой можно видеть во введении директорного управления, что упрощает конструктивные решения проблемы (отсутствие потребности установки привода тяги) и сокращает временной цикл доводки систем типа СУПТ.

Функционально задача решается за счет формирования в СУПТ заданного положения РУДов ($\alpha_{\text{зад}}$) и использования датчика указателя положения регулятора топлива ($\alpha_{\text{УПРТ}}$). Указанные сигналы должны поступать в комплексную систему электронной индикации и сигнализации (КСЭИС), и задача летного экипажа при этом будет сводится к совмещению данных сигналов на шкале положения параметров двигателей $\alpha_{\text{руд}}$. Летчика в этом случае можно рассматривать как самонастраивающийся регулятор (привод), использующий определенную адаптацию в решении задачи подвода $\alpha_{\text{УПРТ}}$ к $\alpha_{\text{зад}}$ при наличии гистерезисов в проводке управления,

Следует отметить, что заданный параметр ($\alpha_{\text{зад}}$) в СУПТ должен ограничиваться по этапам полета в пределах от полетного «малого газа» до предельно максимального режима работы двигателей.

Выводы

Изложенные в настоящей работе основные принципы автоматизации управления тягой силовых установок гражданских самолетов основываются на формировании в канале регулирования дополнительного контура, замкнутого параметром, косвенно определяющим тягу двигателей (эквивалент тяги).

Рассмотрены вопросы построения дистанционных трактов управления для повышения точностных характеристик и пути модернизации автоматизированных систем регулирования для самолетов, имеющий значительный срок эксплуатации.

Литература

1. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. «Управление полетом самолетов». – М.: Машиностроение, 1991, 269 стр.
2. Боднер В.А. «Системы управления летательными аппаратами». – М.: Машиностроение, 1973, 504 стр.
3. Бородин В.Т., Рыльский С.И. «Управление полетом самолетов и вертолетов». – М.: Машиностроение, 1972, 240 стр.

УДК 629.3. 051-52

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОСАДКА БЕЗ ВЫХОДА НА ВЫСОТУ КРУГА

*В.Н. МАЗУР, к.т.н., С.В. ХЛГАТЯН, к.т.н.
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

В статье рассматривается посадка без предварительного выхода на высоту круга, обеспечивающая более широкую область включения режима посадки при нахождении самолета как выше, так и ниже глиссады. Такие посадки особенно актуальны в условиях загруженного воздушного пространства, т.к. сокращается время пребывания в воздушном пространстве, увеличивается пропускная способность, и уменьшается уровень шума в зоне аэродрома.

Управление самолетом в зоне аэродрома является наиболее сложной задачей пилотирования. Это объясняется высокой плотностью воздушного движения в условиях близости земли и ответственностью режимов взлета и посадки. Современные системы автоматического управления заходом на посадку обеспечивают выход самолета на высоту круга, стабилизацию высоты и захват глиссады, однако в условиях сильно загруженного пространства в зоне аэродрома вывод самолета в точку начала предпосадочного маневра может осуществляться диспетчером управления воздушным движением (УВД) без выведения самолета на высоту круга.

В связи с этим летчики-испытатели ОАО «Туполев» предложили обеспечить возможность включения режима «Посадка» на самолете Ту-204 при нахождении самолета выше линии глиссады. Аналогичное предложение было сделано также специалистами ГосНИИ «Аэронавигация».

Посадка без предварительного выхода на высоту круга предполагает снижение к глиссаде с максимально допустимой вертикальной скоростью с высоты эшелона от 1000 м до 2000 м, выход на глиссаду и стабилизацию на ней. Такие посадки обладают рядом несомненных преимуществ, а именно:

- 1) расширяется зона автоматизации на режиме посадки;
- 2) сокращается время пребывания самолета в зоне аэродрома;
- 3) увеличивается пропускная способность взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- 4) снижается уровень шума в районе аэродрома.

Необходимость расширения области включения режима «Посадка» и обеспечение выполнения автоматических посадок при нахождении самолета выше линии глиссады («посадок сверху»), безусловно, повышает конкурентоспособность отечественных самолетов и реализует возможность их эксплуатации на аэродромах, расположенных в густонаселенных и горных районах, что подчеркивает актуальность выполненной работы. В последнее время к



самолетам российских авиакомпаний предъявляются жесткие экологические требования (претензии) по уровню шума от работающих двигателей, и одним из эффективных способов его снижения является выбор соответствующей методики пилотирования, при которой уменьшение тяги двигателей, потребное для снижения уровня шума, достигается за счет увеличения угла наклона траектории, т.е. снижения с максимально допустимой вертикальной скоростью.

Выполнение таких посадок является шагом к осуществлению, так называемого, свободного полета ("free fly"), когда пространственная криволинейная траектория посадки формируется в зависимости от курса ВПП и высоты эшелона, с которой начинается снижение к аэродрому посадки. Выполненные посадки являются оптимальными с точки зрения расхода топлива и уровня шума, а соответствующие траектории минимизируют время полета и обеспечивают осуществление экстренных посадок, в том числе и на незапрограммированные аэродромы в так называемый особый период.

Подобные «посадки сверху» при нахождении самолета выше линии глиссады предусмотрены и на зарубежных самолетах (например, A320, Боинг 777), однако достаточно сложный маневр выхода на глиссаду полностью не автоматизирован, а осуществляется летчиком вручную до пересечения.

Обеспечение автоматического управления диктуется необходимостью облегчить пилотирование и разгрузить летчика, для которого гашение больших значений вертикальной скорости на снижении может оказаться трудно выполнимой задачей, тем более, что в условиях близости земли резко возрастают психофизиологические нагрузки, которые повышают риск ошибочных действий пилота [1].

Система автоматического управления при заходе на посадку не только обеспечивает выполнение посадки независимо от погодных условий, но и повышает степень безопасности полета, поскольку автоматизация уменьшает вероятность возникновения субъективных ошибок летчика. Очевидно, что это справедливо только в том случае, когда система автоматического управления удовлетворяет требуемому уровню безопасности. Обеспечение заданного уровня безопасности является основополагающим требованием, предъявляемым к системам автоматического управления.

Одним из путей решения актуальной проблемы безопасности является создание высокоточной системы автоматического захода на посадку, обеспечивающей выполнение режима как при подходе к глиссаде снизу, так и сверху. Характеристики точности должны удовлетворять заданному уровню по величине, а также по вероятности превышения этого уровня, которая нормируется международными документами (ИКАО, CSAWО), используемыми в современной практике сертификации и эксплуатации самолетов. В соответствии с этими документами при заходе на посадку точность системы автоматического управления должна выдерживаться на уровне 95%, т.е. с вероятностью $P_{зад} = 0,95$ основные контролируемые параметры должны находиться в пределах допуска.

Оценка соответствия разработанной системы заданным требованиям по точности управления выполняется в реальных условиях эксплуатации с доверительной вероятностью на уровне $P_{дов} = 0,9$. При этом важной задачей является определение минимально необходимого количества дорогостоящих сертификационных испытаний, объем которых выбирается в соответствии с методами и теорией математической статистики.

Алгоритм автоматического управления при обычной схеме захода с предпосадочным маневром на высоте круга (с традиционной «коробочкой») отработан, внедрен в бортовые системы управления самолетов Ту-204, Ил-96 и Ту-334, и показал высокую точность и надежность. Решения, заложенные в него, были использованы при модификации алгоритма для осуществления посадки без выхода на высоту круга, или так называемой «посадки сверху» [2].

При выполнении «посадки сверху» можно выделить две фазы: снижение к глиссаде с требуемой вертикальной скоростью, а также стабилизация на глиссаде. Снижение может начинаться с разных эшелонов перехода $H_{\text{эш}}$ от 1000 м до 2000 м, нормированных для каждого аэрордома посадки, с различными углами подъёма $|\Delta\psi|$ от 0° до 115° (рис. 1).

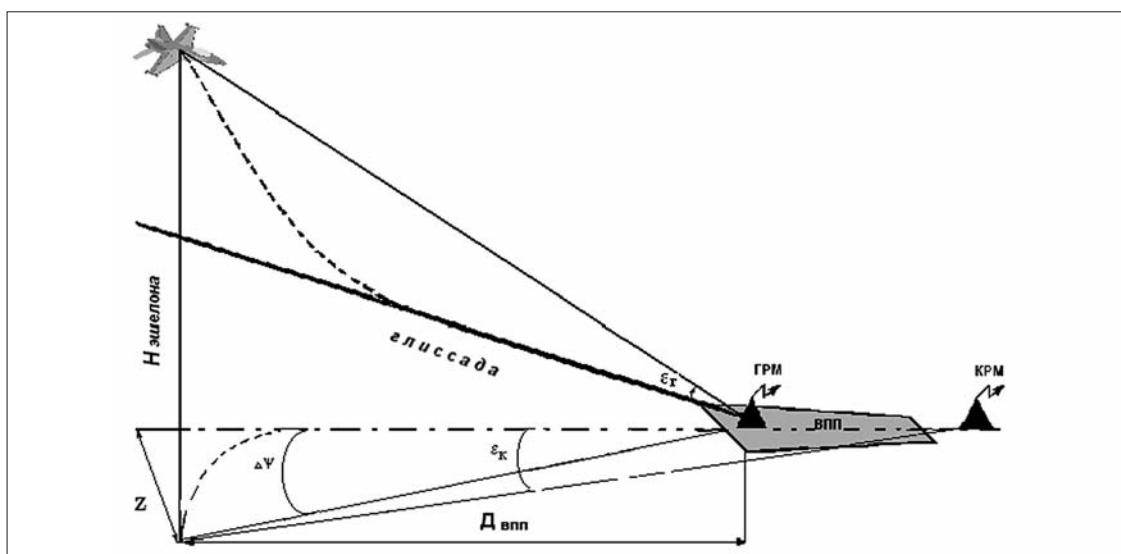


Рис. 1 Траектория захода на посадку при подходе к глиссаде сверху:
 ε_r – отклонение от глиссады (ргм); ε_K – отклонение от курса (ргм);
 $\Delta\psi$ – отклонение от курса ВПП (град); Z – боковое отклонение от оси ВПП (м).

При этом в снижении одновременно выполняется разворот по курсу до значений $|\Delta\psi| \leq 300$ (отклонение от линии курса) и $\varepsilon_K \leq 0,155$ ргм (отклонение от равносигнальной зоны КРМ), при которых разрешен захват глиссады (ограничения по параметрам в горизонтальной плоскости препятствуют захвату «ложных» глиссад).

Заходы могут выполняться при различных дальностях до ВПП. Верхняя граница диапазона дальностей определяется геометрической зависимостью:

$$D = H / \operatorname{tg} \Theta_r, \quad \Theta_r = 2,7^\circ,$$

где Θ_r – угол наклона глиссады, и соответствует местоположению самолета относительно линии глиссады, нижняя граница дальности определяется минимальной возможной дальностью $D_{\text{пред}}$, при которой еще возможен захват глиссады.

Целью данной работы является разработка алгоритма управления, реализующего «посадку сверху», и внедрение алгоритма в систему автоматического управления самолета Ту-204.

Для реализации «посадки сверху» была проведена корректировка алгоритмов системы автоматического захода на посадку самолета Ту-204, сертифицированного и принятого для эксплуатации по категории II. При разработке модифицированного алгоритма учитывались



динамические характеристики самолета Ту-204, установленное оборудование, а также методики выполнения и включения режима, определяемые Генеральным конструктором (см. табл. 1).

*Таблица 1 Выполнение режима «Посадка»
без выхода на высоту круга для самолетов Ту-204*

№ п/п	Порядок выполнения режима	Ту-204
1.	Снижение к глиссаде	Режим стабилизации тангажа
2.	Выпуск закрылков и предкрылков	На высоте эшелона: $\delta z=18^\circ$, $\delta pr=19^\circ$
3.	Довыпуск закрылков и предкрылков	На глиссаде $\delta z=37^\circ$, $\delta pr=23^\circ$
4.	Выпуск шасси	На глиссаде на высоте $H=500$ м
5.	Вертикальные скорости снижения	$V_y=6\div10$ м/с
6.	Установка заданной приборной скорости	На высоте эшелона: $V_{pr}=240$ км/ч
7.	Торможение до посадочной скорости	На глиссаде, после захвата глиссады до $V_{pr}=225$ км/ч

Основные задачи модификации алгоритма для выполнения «посадки сверху» состоят в следующем:

Во-первых, следует обеспечить снижение к глиссаде. Управление на этом этапе целесообразно осуществлять, стабилизируя вертикальную скорость. При этом необходимо иметь в виду, что естественное желание снижаться с большей скоростью входит в противоречие с аэродинамическими возможностями самолета, так как разгон по скорости недопустим из-за резкого «протыкания» плоскости глиссады и возникающей колебательности движения по глиссаде. Максимальная скорость снижения задается Генеральным конструктором самолета, при этом оговаривается положение закрылков и предкрылков. Для различных самолетов максимальное значение вертикальной скорости снижения V_{ymax} и положение механизации различны, так же как и способы стабилизации вертикальной скорости.

При автоматизации снижения сложность управления состоит также в необходимости одновременной стабилизации приборной скорости и угла наклона траектории. Сложность задачи стабилизации этих двух параметров объясняется значительными перекрестными реакциями от органов управления (руля высоты и РУДов) и взаимодействием углового и траекторного движения. На отклонение руля высоты самолет реагирует интенсивным изменением скорости вследствие изменения угла атаки, а на отклонение РУД – изменением перегрузки и, следовательно, угла наклона траектории.

Во-вторых, отрабатывается адаптивный захват глиссады и сопряжение траектории снижения с глиссадой. Здесь необходим компромисс между стремлением сделать траекторию возможной для расширения зоны включения режима, и требованием апериодического выхода, для чего точка перегиба приближается к глиссаде, что оттягивает, естественно, момент захвата глиссады.

В-третьих, необходимо скорректировать алгоритм с учетом реализации пространственного движения, т.е. влияния управления в горизонтальной плоскости на управление в вертикальной. Необходимость разворота по курсу с заходами при углах подхода к ВПП до 115° определяла требования по времени выполнения маневра в вертикальной плоскости и, как следствие, – возможные вариации значений вертикальной скорости снижения.

В-четвертых, необходимо решить задачу расширения области включения режима «Посадка» и обеспечения включения режима при нахождении самолета на высоте эшелона, а также при снижении к глиссаде.

Стремление обеспечить как можно более широкую зону включения режима при «посадке сверху» потребовало анализа широкого спектра траекторий посадки при различных начальных условиях по высоте, дальности до ВПП, курсу, боковому отклонению, скорости. В результате построена зависимость возможности включения режима как функции высоты и дальности до ВПП и выработаны ограничения на величину вертикальной скорости в зависимости от положения самолета относительно глиссады, а также определена методика выполнения «посадки сверху».

Режим «посадка сверху» может начинаться при различных положениях предкрылоков и закрылоков. Порядок выпуска механизации на различных фазах выполнения «посадки сверху» определяет методику выполнения и включения режима «Посадка», а также закон управления для автоматизации этого маневра.

В работе исследованы три варианта пилотирования при выполнении маневра «посадка сверху» для различной конфигурации самолета:

1 вариант: механизация выпущена (закрылки и предкрылки полностью выпущены)

$$\delta_3 = 37^\circ, \delta_{\text{пр}} = 23^\circ;$$

2 вариант: механизация полностью убрана («гладкое крыло»)

$$\delta_3 = 0^\circ, \delta_{\text{пр}} = 0^\circ;$$

3 вариант: промежуточное положение закрылоков и предкрылоков

$$\delta_3 = 18^\circ, \delta_{\text{пр}} = 19^\circ.$$

В зависимости от методики пилотирования были получены различные области захвата глиссады по дальности до ВПП при снижении с разных эшелонов перехода (рис. 2).

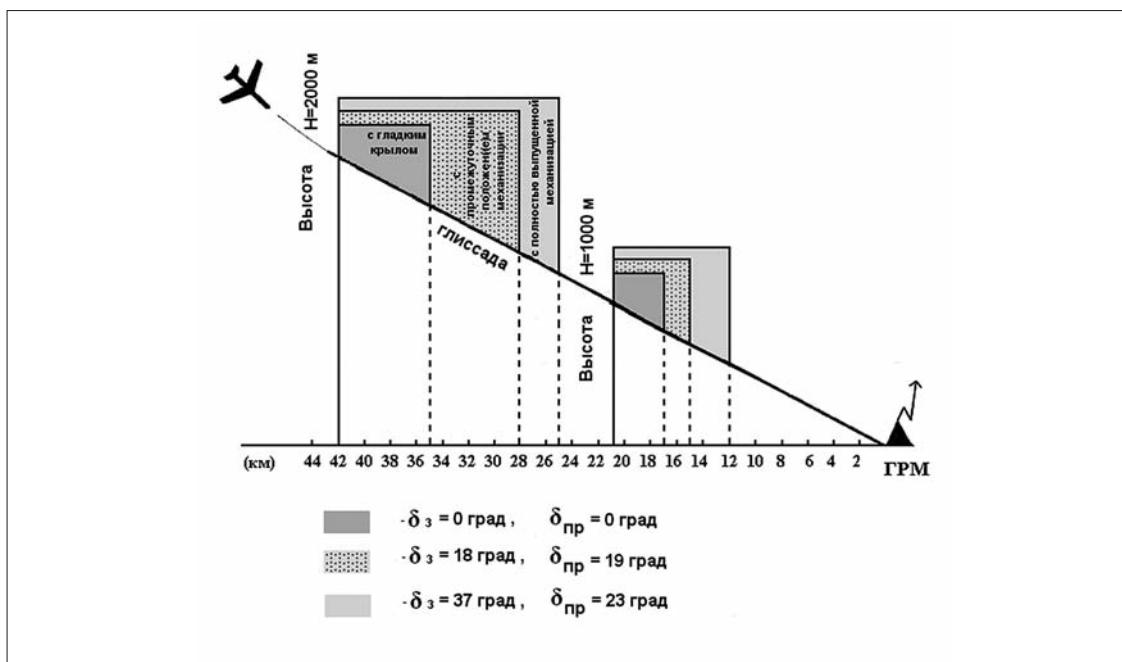


Рис.2 Области возможного захвата глиссады



Из рис. 2 следует, что наибольшая область захвата соответствует снижению с полностью выпущенной механизацией, однако режим работы не является экономичным в смысле расхода топлива. В случае же конфигурации «гладкое крыло», когда расход топлива минимальный, области возможного захвата глиссады слишком малы, что также неудобно для пилотирования и успешного выполнения данного маневра.

Поэтому в качестве основной методики пилотирования был выбран компромиссный третий вариант, наиболее близкий к РЛЭ при выполнении традиционной «посадки снизу». Совместно с ОАО «Туполев», а также летчиками-испытателями ЖЛИ и ДБ (Жуковская летно-испытательная и доводочная база) была разработана и согласована методика пилотирования при выполнении захода на посадку без выхода на высоту круга. Методика и последовательность выполнения режима «посадка сверху» представлена на блок-схеме (рис. 3).

Алгоритм автоматического захода на посадку в продольном канале формирует сигнал вертикального ускорения $\Delta a_y^{азп}$, на основании которого вырабатываются управляющие сигналы на отклонения руля высоты:

$$\Delta a_y^{азп} = K_{азп} \cdot (a_{ув} - a_{y \text{ зад}}), \quad (1)$$

где $-a_{y \text{ зад}} = K_{ay \text{ зад}} \cdot (K_{\dot{H}} \Delta \dot{H}_r^* + K_{\varepsilon_r} \cdot \tilde{\varepsilon}_r + \frac{K_f}{P} \Delta \varepsilon_r)$ — формирование управляющего сигнала заданного вертикального ускорения;

$\Delta \dot{H}_r^* = V_y - \dot{H}_r^*$ — рассогласование заданной и текущей вертикальной скорости;

$\dot{H}_r^* = K_{vn} \cdot V_x$ — формирование заданной вертикальной скорости;

$\varepsilon_r^* = \Delta \tilde{\varepsilon}_r + K_{\Delta c} \cdot \Delta \dot{H}_r^*$ — комплексированный сигнал отклонения от линии глиссады;

$\tilde{\varepsilon}_r = \frac{1}{T_c p + 1} \cdot \varepsilon_r^*$ — фильтрованное значение отклонения от линии глиссады;

V_y — значение текущей вертикальной скорости;

V_x — значение текущей путевой скорости;

$\Delta \tilde{\varepsilon}_r$ — отклонение от глиссады в градусах.

Для выполнения «посадок сверху» была проведена модификация алгоритма (1), придавшая ему следующие свойства:

1) плавность перехода с траектории снижения с углом наклона $\Theta \approx 7\text{--}8^\circ$ на глиссаду с углом наклона $\Theta \approx 3^\circ$ за счет введения в расчет заданной вертикальной скорости временной зависимости $K_{vn} = f(t)$;

2) отсутствие больших вертикальных скоростей при вписывании в глиссаду за счет варьирования времени введения интегральной составляющей в закон управления.

Кроме того, в алгоритм адаптивного «захвата глиссады»:

$$\varepsilon_{\tilde{a}} + \frac{K_e p}{T_e p + 1} \varepsilon_{\tilde{a}} \leq \Delta, \quad (2)$$

введена зависимость порога $\delta = f(H)$ от высоты для расширения области захвата (\sim на 2 км) и переноса точки входа в глиссаду для «поздних» захватов.

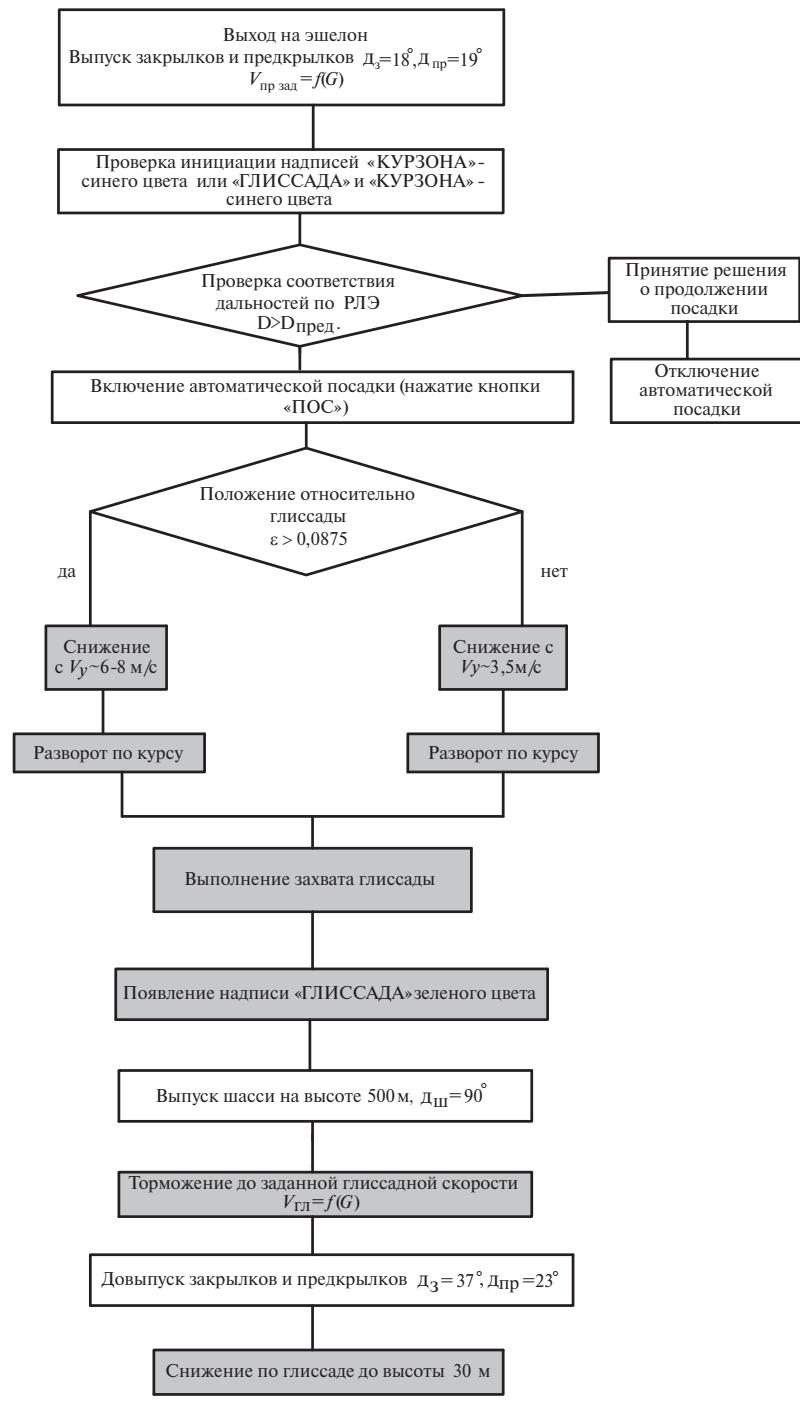


Рис.3 Методика выполнения автоматического режима «посадка сверху» (самолет Ту-204)



В соответствии с разработанной методикой проведено математическое моделирование заходов на посадку с различных высот эшелона: 1000, 1500 и 2000 м с углами подхода $\varphi = 0, 30, 60$ и 90° для разной массы самолета, подтвердившее целесообразность модификации алгоритма посадки. Математическое моделирование показало, что динамика движения и полученные траектории удовлетворяют требованиям ТЗ. Один из вариантов переходных процессов заходов на посадку представлен на графиках (рис. 4).

Ту-204. «Посадка сверху», $H=1000$ м, масса 73 т, центровка 28% САХ, дальность до ВПП 19 км, скорость 240-225 км/ч

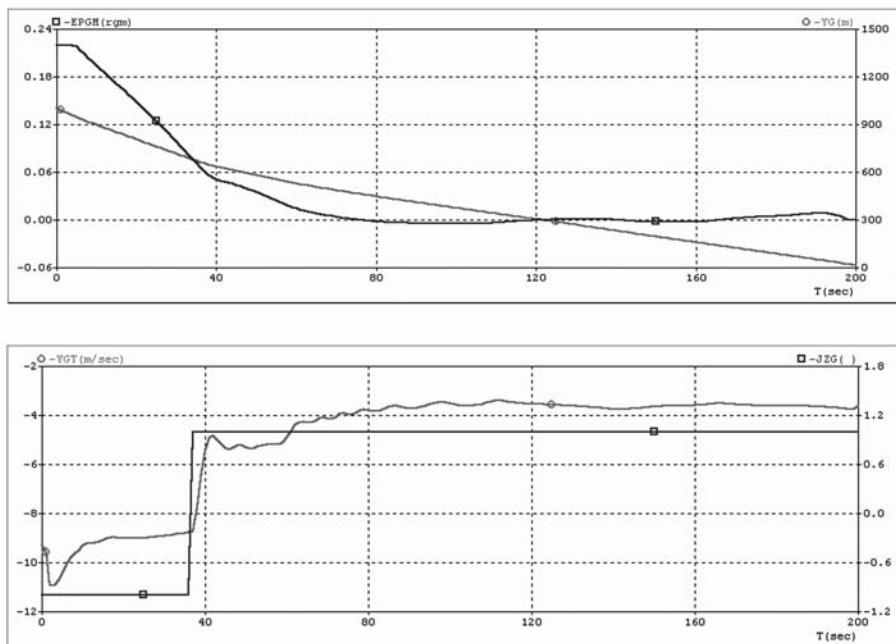


Рис.4 Переходные процессы изменения γ и V_y для самолета $Ty-204$

Исследования подтвердили, что реализация автоматических «посадок сверху» самолета Ту-204 расширяет область включения режима «Посадка». Эта область зависит от дальности до ВПП, высоты эшелона и удаления самолета от линии глиссады и представлена в таблице 2.

Таблица 2 Области захвата глиссады

Высота эшелона H	Рекомендуемая вертикальная скорость $V_y \approx 6$ м/с ($\varepsilon_r > 0,0875$ ргм)	Рекомендуемая вертикальная скорость $V_y \approx 2,5 \div 3,5$ м/с ($\varepsilon_r \leq 0,0875$ ргм)
1000 м	$D_{VPP} = 16 \div 18$ км	$D_{VPP} = 18 \div 21$ км
1500 м	$D_{VPP} = 24 \div 27$ км	$D_{VPP} = 27 \div 31$ км
2000 м	$D_{VPP} = 29 \div 35$ км	$D_{VPP} = 35 \div 42$ км

Поскольку в ТЗ на систему управления и в документах ИКАО и CSAWO большая часть требований сформулирована в вероятностном виде, то проверка точности соответствия разработанной системы может быть выполнена методом статистического моделирования, а также в летных испытаниях по определенным критериям, используемым в теории вероятностей и математической статистике.

При проведении статистического моделирования предполагалось, что заход выполняется в условиях действия случайных внешних возмущений (градиентный и турбулентный ветер), а также случайного разброса эксплуатационных параметров самолета (масса, центровка), характеристик бортового оборудования и наземных посадочных радиотехнических средств I и II категории (крутизна глиссадного радиотракта ГРМ-ГРП и курсового радиотракта КРМ-КРП, искривления равносигнальных зон глиссады и курса, погрешности бортовой аппаратуры).

В качестве оценки точности системы автоматического захода на посадку, как указано в ТЗ, используется вероятностный показатель. Для обеспечения успешного захода на посадку с заданной вероятностью $P_3 = 0,95$ и уровнем доверия $P_{\text{дов}}$ основные контролируемые параметры ε_r (отклонение от линии глиссады) и ε_k (отклонение от линии курса) должны находиться в допустимых пределах.

Под успешным заходом на посадку будем понимать заход, удовлетворяющий следующим требованиям:

- 1) между $H = 90 \text{ м}$ и $H = 30 \text{ м}$ $|\varepsilon_r| < 0,0762 \text{ ргм};$
- 2) между $H = 90 \text{ м}$ и $H = 0 \text{ м}$ $|\varepsilon_k| < 0,0268 \text{ ргм}.$

Для летных испытаний в международных нормативных документах доверительная вероятность $P_{\text{дов}}$ обычно установлена на уровне 0,9. Для математического моделирования ее следует установить не менее $P_{\text{дов}} = 0,95$, чтобы результаты моделирования действительно повышали достоверность оценки по результатам наземных исследований.

Оценка соответствия системы требованиям по вероятности может быть осуществлена различными методами, основанными на проведении независимых статистических испытаний в ожидаемых условиях эксплуатации. В ЕЗНЛГС регламентированы два различных подхода при оценке точности системы: непараметрический и параметрический.

Непараметрический метод подтверждения точности системы (или метод «Проходит – не проходит») не требует никакой априорной информации о статистических свойствах контролируемых параметров системы. Достаточно зафиксировать объем испытаний и число неуспешных заходов.

В этом случае моделью получения информации об оцениваемой вероятности является биномиальное распределение, описывающее вероятность появления d отказов (неуспешных испытаний) при проведении n испытаний [1]:

$$P(d/n, R) = \frac{n!}{d!(n-d)!} R^{n-d} (1-R)^d; \quad d = 0, \dots, n; \quad n = 1, \dots, N.$$

Доверительный интервал определим так, чтобы выполнялось условие:

$$P(R_h < R < R_b) = P_{\text{дов}},$$

где R_h и R_b – соответственно нижняя и верхняя границы доверительного интервала (или доверительные границы), $P_{\text{дов}}$ – доверительная вероятность.



Границы R_H и R_B определяются по корням уравнений Клоппера-Пирсона :

$$\begin{aligned} \sum_{r=0}^d \frac{n!}{r!(n-r)!} R_H^{n-r} (1-R_H)^r &= 1 - \beta_1; \\ \sum_{r=0}^{d-1} \frac{n!}{r!(n-r)!} R_B^{n-r} (1-R_B)^r &= \beta_2; \\ (\beta_1 + \beta_2) - 1 &= \beta, \end{aligned} \quad (3)$$

где β_1 – характеризует ошибку I рода (вероятность забраковать годную систему);

β_2 – характеризует ошибку II рода (вероятность принять негодную систему);

β – заданная доверительная вероятность.

Для приемки системы используется критическая область вида $R_H \geq R_3$, и, соответственно, правило приемки системы из уравнений (3) имеет вид:

$$\sum_{r=0}^d \frac{n!}{r!(n-r)!} R_3^{n-r} (1-R_3)^r = 1 - \beta, \quad (4)$$

где $\beta_2 = 1$, т.к рассматривается односторонний интервал, а правило браковки системы определяется критической областью вида $R_B < R_3$ и имеет вид:

$$\sum_{r=0}^{d-1} \frac{n!}{r!(n-r)!} R_3^{n-r} (1-R_3)^r = \beta, \quad (5)$$

где $\beta_1 = 1$, тогда $\beta_2 = \beta$.

Приемка и браковка системы требует проведения различного объема испытаний, рассчитываемого по формулам (4) и (5). На рис. 5 приведены ступенчатые границы областей приемки и браковки системы при различном объеме испытаний, числе отказов (неуспешных заходов) для уровней доверия $P_{дов} = 0,9$ и $P_{дов} = 0,95$.

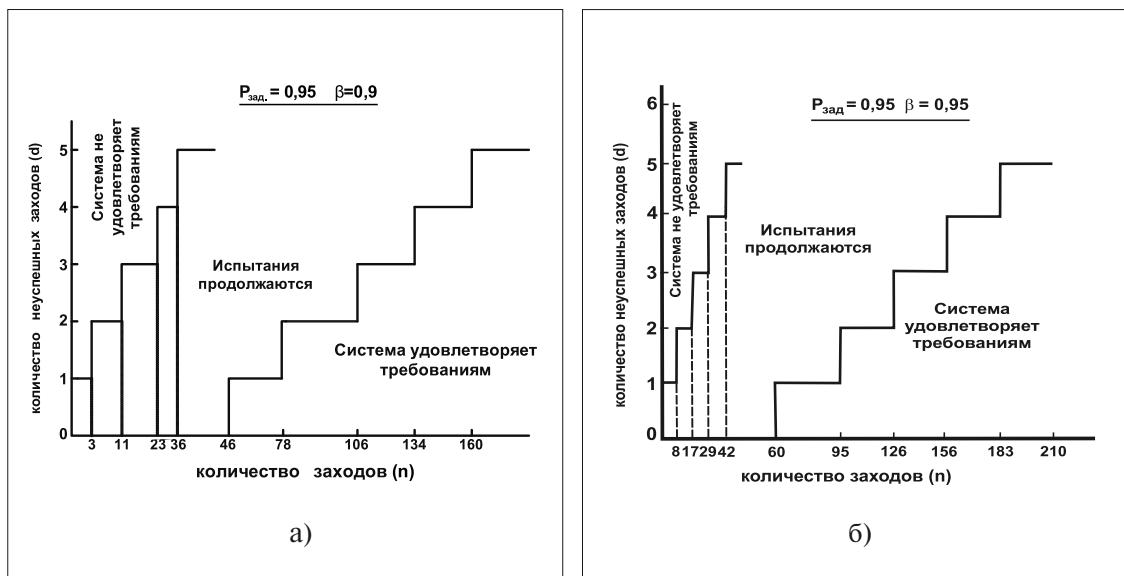


Рис.5 Определение областей приемки и браковки системы: а) непараметрическим методом, б) параметрическим методом

Следует отметить, что непараметрический подход позволяет построить достаточно широкую интервальную оценку искомой вероятности. Таким образом, отсутствие какой-либо априорной статистической информации об исследуемых параметрах системы при непараметрическом подходе позволяет получить лишь достаточно грубые оценки истинной вероятности и требует большого объема испытаний [4].

Параметрический метод подтверждения требований по точности использует априорную информацию о статистических свойствах системы исследуемых параметров и требует вследствие этого меньшего объема испытаний.

Известно, что максимальные отклонения от глиссады и курса (без учета знака) в течение определенного интервала захода описываются распределением Релея:

$$P(x) = \frac{x}{\sigma^2} e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}}.$$

Состоятельной, несмещенной, эффективной оценкой параметра распределения Релея является оценка вида:

$$\sigma^2 = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n x_i^2,$$

где x_i — максимальное отклонение, зарегистрированное в каждом заходе;

n — количество заходов на посадку.

Тогда вероятность появления максимального значения $P(x_0)$ определяется по закону Релея соотношением:

$$P(x_0) = 1 - e^{-\frac{x_0^2}{2\sigma_0^2}},$$

откуда для $P(x_0)$ имеем значение $\frac{x_0}{\sigma_0} = 2,4477$.

По данным «Норм летной годности» пороги срабатывания сигнализации при превышении допустимого отклонения по ε_r и ε_k равны:

$x_0 = 75$ мка (0,0762 ргм) для глиссады, $x_0 = 25$ мка (0,0268 ргм) для курса,

тогда значения параметра σ_0 , соответствующие $P(x_0) = 0.95$, будут равны:

$\sigma_0 = 30,64$ мка для глиссады, $\sigma_0 = 10,21$ мка для курса.

Результаты, полученные при использовании распределения σ^2 , могут быть представлены только в табличном виде и не описываются в аналитическом виде. Поэтому воспользуемся нормальной аппроксимацией оцениваемой величины σ^2 и рассмотрим случайную величину μ :

$$\mu = \frac{(\sigma^2 - \sigma^2) \cdot \sqrt{n}}{\sigma^2}, \quad (6)$$

имеющую нормальное нормированное распределение при значениях $n > 30$.

Тогда, учитывая выражение (6), получим граничные значения областей приемки и браковки системы:



$$\sigma_0^2 = \frac{\dot{\sigma}^2}{1 \pm \frac{\mu_1}{\sqrt{n}}}.$$

С учетом квантилей нормального распределения $\mu_1=1,28$ для $P_{\text{дов}}=0,9$ и $\mu_1=1,64$ для $P_{\text{дов}}=0,95$ и значения σ_0 для глиссады и курса, были найдены значения линий приемки и браковки системы и построена последовательная процедура оценки точности системы [5], блок-схема которой приведена на рис. 5б.

Таким образом, данный метод позволяет оценить систему по ходу выполнения программы испытаний в зависимости от величины конкретных отклонений от линии глиссады и курса, и решение об удовлетворении системы заданной точности может быть принято уже после 30 заходов.

Методика оценки точности, определяющая последовательность этапов оценки разработанной системы автоматического захода на посадку, состоит из ряда этапов:

- 1) предварительное статистическое моделирование;
- а) в объеме $n = 126$ реализаций с уровнем доверия $P_{\text{дов}} = 0,95$ с оценкой по методу «проходит - не проходит» (допускаются две неуспешные посадки, см. рис. 5а);
- б) оценка системы параметрическим методом по максимумам отклонений от глиссады и курса для подтверждения вывода о точности и определения «запасов» системы по точности;
- 2) проведение оценочных полетов, причем 46 заходов должны быть успешными по методу «Проходит - не проходит» с уровнем доверия $P_{\text{дов}} = 0,9$ (см. рис. 5а), в случае получения одного неуспешного захода возможно дополнение результатов реальных испытаний данными статистического моделирования, без проведения дополнительных полетов для окончательной оценки точности системы;
- 3) обоснование адекватности математической модели и реальных испытаний (по критерию Фишера и Стьюдента) и объединение результатов статистического моделирования и летных испытаний;
- 4) для получения более ранней оценки ($30 < n < 46$) с помощью параметрического метода в ходе проведения летных испытаний регистрируются и контролируются максимумы отклонений от глиссады ε_r и курса ε_k .

Такая методика оценки системы позволяет подтвердить соответствие системы заданным требованиям по точности, не проводя дополнительных дорогостоящих полетов.

Литература

1. Мазур В.Н., Хлгатян С.В. Автоматическое управление заходом на посадку неманевренного самолета. Тезисы докладов на международной научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Современные проблемы аэрокосмической науки и техники». ЦАГИ, 2000.
2. Мазур В.Н., Хлгатян С.В. Автоматическое управление заходом на посадку тяжелого транспортного самолета без выхода на высоту круга. Тезисы докладов на II Всероссийской научно-технической конференции национальной ассоциации авиаприборостроителей, ГосНИИАС, 1999.

3. Александровская Л.Н., Кузнецов А.Г., Мазур В.Н., Хлгатян С.В. Непараметрический и параметрический метод подтверждения требований к точностным характеристикам систем автоматического управления. – Мир Авионики, № 1, 2001.
4. Александровская Л.Н., Кузнецов А.Г., Мазур В.Н., Хлгатян С.В. Анализ методов подтверждения соответствия точностных характеристик систем управления самолетов нормам летной годности. – Партнеры и конкуренты, № 8, 2001.
5. Александровская Л.Н., Кузнецов А.Г., Мазур В.Н., Хлгатян С.В. Подтверждение соответствия точностных характеристик систем управления самолетов нормам летной годности. – Партнеры и конкуренты, № 10, 2001.



УДК 629.7.051-52

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ. УСТРАНЕНИЕ УГЛА СНОСА ПРИ ПРИЗЕМЛЕНИИ

В.Н. МАЗУР, к.т.н., Е.А. МЕЛЬНИКОВА, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрены два способа парирования угла сноса при приземлении. Обосновано преимущество управления полетом со скольжением и креном. Приведено краткое описание алгоритма, минимизирующего снос с высоты 30 м до приземления, на примере самолета Ил-96-300. Представлены результаты детерминированного математического моделирования.

Управление автоматической посадкой самолета Ил-96-300 по категории IIIA в боковом канале включает три этапа: выход в курсовую зону, стабилизация курсовой зоны и устранение угла сноса с высоты 30 м до касания ВПП носовой стойкой шасси.

Алгоритмы управления, реализующие первые два этапа, не отличаются от тех, которые были приняты при автоматическом заходе на посадку по II категории.

Устранение угла сноса становится необходимым, если посадка осуществляется с боковым ветром или с отказавшим двигателем.

Парирование угла сноса после выхода самолета на ось ВПП может быть обеспечено двумя способами:

- 1) изменением курса самолета непосредственно перед приземлением;
- 2) полетом со скольжением и креном.

Сравнение алгоритмов парирования угла сноса

Изменение курса самолета непосредственно перед приземлением

При использовании первого способа парирования сноса самолета изменяется курс на угол $\Delta\Psi \approx -W_z/V_x$. (рис. 1)

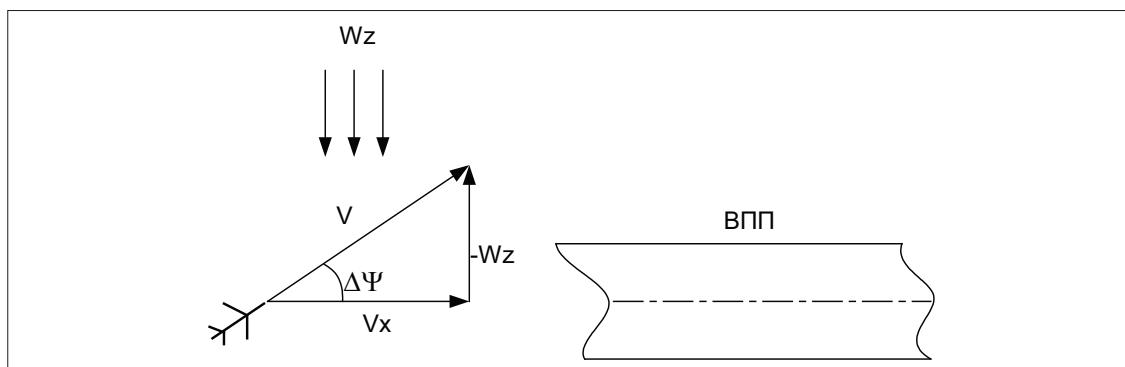


Рис. 1 Изменение курса самолета непосредственно перед приземлением

Продольная ось самолета не совпадает с направлением движения центра масс, которое происходит вдоль оси ВПП. Угол скольжения поддерживается равным нулю до высоты, приблизительно равной $2,5 \div 1,5$ м. На высоте $2,5 \div 1,5$ м с помощью руля направления самолет разворачивается таким образом, чтобы совместить продольную ось самолета с осью ВПП.

Для самолета Ил-96-300 это особенно важно, поскольку основные стойки шасси расположены впереди центра масс и при касании ВПП создают дестабилизирующий момент рыскания. На этой высоте производитсяоворот с помощью руля направления до совмещения продольной оси самолета с осью ВПП, а в канале элеронов поддерживается нулевой крен.

Недостатками этого способа являются большое боковое отклонение от оси ВПП при затянутой посадке и большая нагрузка на шасси в момент приземления. С этой точки зрения более перспективным является второй способ.

Полет со скольжением и креном

При ветре слева с помощью руля направления и элеронов создается скольжение и крен на левую (наветренную) плоскость крыла (рис. 2).

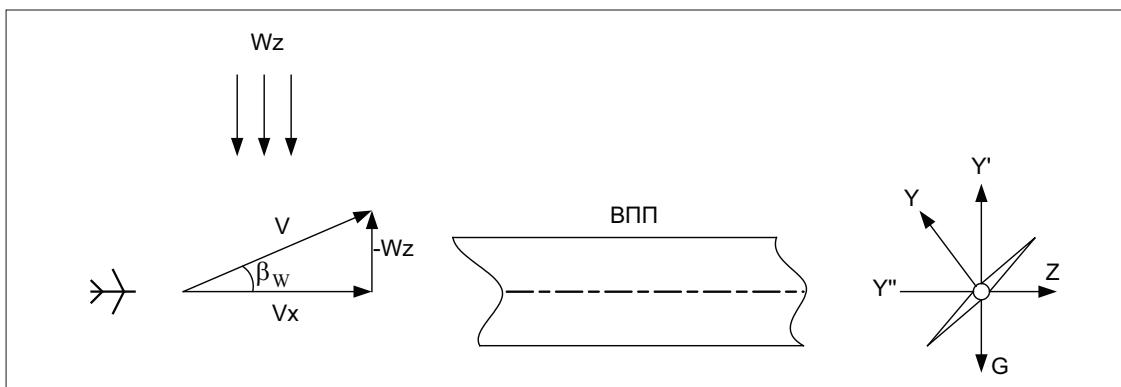


Рис.2 Полет со скольжением и креном

Для устранения угла сноса от бокового ветра необходимо обеспечить угол скольжения

$$\beta = \beta_w - W_z/V_x.$$

Летчики обосновывают преимущество этого способа по сравнению с первым (изменение курса самолета непосредственно перед приземлением) тем, что он позволяет минимизировать боковой снос.

Из уравнения динамики бокового движения можно найти предельное значение скорости бокового ветра, которое можно парировать с помощью скольжения по формулам:

$$W_{z_{max}} = -V_x \frac{m_x^{\delta\alpha}}{m_x^\beta} \delta\alpha_{max};$$

$$W_{z_{max1}} = -V_x \frac{m_y^{\delta PH}}{m_y^\beta} \delta_{PH\ max}.$$

Следует иметь в виду, что допустимое в реальных условиях значение скорости бокового ветра должно быть несколько меньше полученного по этим формулам, т.к. необходимо парировать порывы ветра, которые всегда сопутствуют постоянной составляющей ветра. Из двух предельных значений, естественно, надо выбрать меньшее.



При полете со скольжением возникает боковая аэродинамическая сила Z , которая стремится искривить траекторию. Для спрямления траектории необходимо создать крен, как показано на рис.2, чтобы парировать силу Z с помощью составляющей подъемной силы Y .

Потребный угол крена может быть определен по формуле

$$\gamma_{nomp} = \frac{C_z^\beta}{C_y V_x} W_z .$$

Для парирования угла сноса использовался второй способ.

Требования к динамическим характеристикам самолета Ил-96-300 при автоматической посадке

В соответствии с сертификационным базисом, CS-AWO и ТЗ на вычислительную систему управления полетом ВСУП [1÷3] к режиму «Посадка» по ША категории предъявляются следующие требования:

Среднестатистические характеристики точности и общие требования.

- отклонение от линии курса ниже высоты 90 м и до высоты 0 м не должно превышать 0,0206 ргм (2σ) ;
- отклонение центра масс самолета от осевой линии ВПП при посадке, в том числе с одним отказавшим критическим двигателем, не более 8,2 м (2σ).

Кроме того, оценивается выполнение дополнительных требований, характеризующих **комфортные условия**, идентичность методики пилотирования в ручном и автоматическом режимах полета и запасы по некоторым параметрам с точки зрения безопасности приземления:

- процесс выхода самолёта на ось ВПП в горизонтальной плоскости должен быть близок к апериодическому;
- угол крена не должен превышать следующих величин:

$$\begin{cases} 0,25 H_{p6}, & 16m \leq H_{p6} \leq 30m \\ 4^\circ & H_{p6} < 16m \end{cases} \quad (2\sigma);$$

- отклонение от посадочного курса в момент приземления не должно превышать 2° (2σ);
- боковая скорость в районе основных стоек шасси не должна быть более 2,4 м/с (2σ).

Указанные выше характеристики приземления должны обеспечиваться в условиях сочетания различных эксплуатационных факторов или допустимых ветровых возмущений, рекомендованных в документах [1÷4].

Предписываемые ограничения и приемлемые значения вероятностей превышения ограничений для самолета Ил-96-300 в боковом канале сформулированы в требованиях к предельным точностным характеристикам режима автоматической посадки самолета. Данные требования определены в документах ЕЗЕНЛГ-ВП, CS-AWO.

Должно быть продемонстрировано, что средства автоматической посадки в условиях, для которых предполагается одобрить их применение, обеспечивают получение точностных характеристик и выдерживание ограничений, оговоренных выше, с учетом следующих факторов:

- 1) конфигурации самолета (например, положения закрылков);
- 2) положения центра масс;
- 3) посадочной массы;
- 4) параметров ветра, турбулентности атмосферы и сдвига ветра;

5) характеристики ILS;

6) заданной приборной скорости захода и вариации приборной скорости.

Данное положение определяет требование к математической модели режима автоматической посадки в части состава переменных факторов, влияние которых должно быть учтено при проведении расчетов по оценке уровня безопасности.

Устранение угла сноса для самолета Ил-96-300

Система автоматического управления, обеспечивающая устранение угла сноса, была разработана в МИЭА и впервые применена на самолете Ил-96-300.

При устранении угла сноса на самолете Ил-96-300 ниже высоты 30 м осуществляется управление рулем направления и элеронами. Системы автоматического управления могут выполнять этот маневр более точно, чем это делают летчики [5,6].

В то время, когда осуществляется управление рулем направления, чтобы совместить курс самолета с курсом ВПП, управление по крену используется для создания угла скольжения, равного первоначальному углу сноса. Чтобы исключить большие ошибки в боковом канале при действии градиентного ветра или порывов ветра, введена перекрестная связь между каналом руля направления и каналом элеронов (рис. 3).

Ниже 30 м к традиционному закону управления добавлен член $K_\Psi(\Psi - \Psi_{BPP})$.

В канале элеронов сохраняется управление, обеспечивающее стабилизацию курсовой зоны, к которому добавляется сигнал, пропорциональный боковому ускорению N_z , вызывающий скольжение и сваливание на крыло в направлении ветра, и сигнал, пропорциональный $K_\Psi(\Psi - \Psi_{BPP})$, препятствующий чрезмерному возрастанию крена при возрастании скольжения (рис.3).

Перед приземлением на высоте $H_{pb} = 0,4$ м крен устраняется.

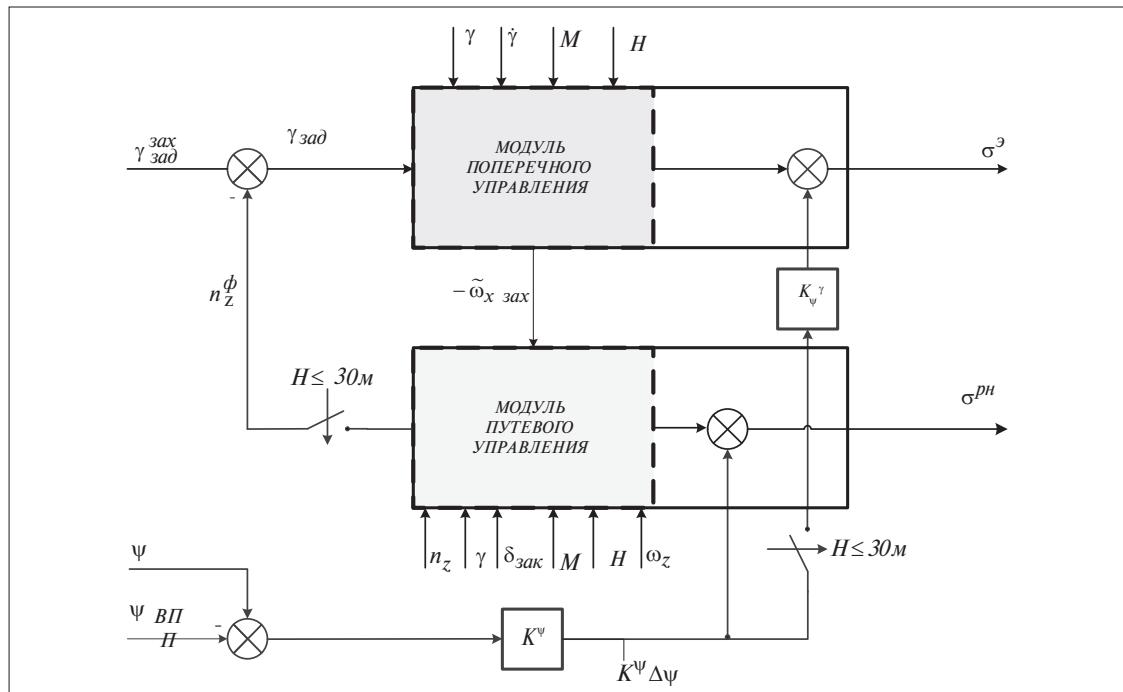


Рис.3 Структурная схема бокового канала управления



Результаты математического моделирования

В результате проведенного детерминированного математического моделирования были получены следующие результаты. Перечень расчетных случаев полетов на режиме «Посадка» по категории ПА (боковой канал) и численные значения параметров, определяющих процесс приземления, приведены в таблице 1.

Таблица 1
Результаты моделирования автоматической посадки самолета ИЛ-96-300 боковом канале

$\delta_3 = 40^\circ, X_0 = 15 \text{ км}, Z_0 = 0 \text{ км}, \Delta\phi_0 = 0^\circ, H = 400 \text{ м}, \theta_{\text{ГЛ}_{\text{ном}}} = 2,75^\circ$ $H_{\text{выр}} = 15 \text{ м}, H_{\text{пр}} = 25 \text{ м}$ $k_H = 0,37, k_{\varpi_Z} = 0,075$				
Масса, центровка, скорость G, X _T , V _{ЗАД} , км/ч	ψ , град	γ , град	Z _g , м	$\varepsilon_K, \text{грм}$
Ступенчатый порыв ветра $U_z = +8 \text{ м/с}$ на $H = 200 \text{ м}$				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	3,0	-0,4	0	-0,002
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	3,3	-0,5	-0,5	-0,003
Градиентный боковой ветер +8 м/с				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	2,6	-0,2	-0,8	-0,003
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	3,0	0,3	-1,0	-0,004
Отказ внешнего двигателя на $H = 150 \text{ м}$				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	1,0	-0,6	-1,6	-0,003
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	1,2	-0,25	-1,5	-0,0035
Отказ внешнего двигателя на $H = 15 \text{ м}$				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	-0,6	-2,4	3,8	0,007
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	-0,63	-1,4	2,8	0,005
Градиентный боковой ветер +8 м/с. Отказ внешнего двигателя на $H = 200 \text{ м}$				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	4,0	-1,8	0,1	-0,003
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	4,0	-1,9	-0,2	-0,0035
Интенсивный сдвиг ветра. Отказ двигателя на $H = 200 \text{ м}$				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	9,0	-3,5	-2,0	0,014
G=130 т, X _T =31,6% CAX; V=285-235 км/ч	9,2	-5,8	7,5	0,006
Опасный сдвиг ветра				
G=175 т, X _T =19% CAX; V=315-265 км/ч	-2,0	-1,8	4,8	-0,014

Все переходные процессы и характеристики автоматического приземления самолета Ил-96-300 соответствуют требованиям сертификационного базиса [2].

Таким образом, на основе сравнения двух способов парирования угла сноса обосновано преимущество управления углом крена с последующим его обнулением. Синтезирован и смо-

делирован алгоритм парирования угла сноса, минимизирующий снос и осуществляющий точную координацию управления элеронами и рулем направления с высоты 30м до приземления (на примере самолета Ил-96-300)

Литература

1. Требования по сертификации всепогодных полетов CS-AWO.
2. Сертификационный базис самолета Ил-96-300 по Главному изменению – внедрение на самолете посадочного минимума – категории IIIA ИКАО, утвержден 1-м заместителем Генерального конструктора ОАО «АК имени С.В. Ильюшина» 20.04.2004 г.
3. Техническое задание №13234 на разработку вычислительной системы управления полетом (ВСУП) – 1990 г.
4. Критерии одобрения погодных мицимумов категории III для взлета, посадки и пробега АС 120-28D. Министерство транспорта США –1999 г.
5. Мазур В. Н., Мельникова Е. А. Анализ результатов моделирования автоматической посадки самолета Ил-96-300. Сборник материалов V Международной научно-технической конференции, ЕАТК ГА им Чкалова, г. Егорьевск, 2004.
6. Мазур В. Н., Мельникова Е. А. Анализ результатов моделирования автоматической посадки Ил-96-300. Тезисы докладов на IV Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2005», Москва, 2005.



УДК 681.5 50.43.19

АНАЛИЗ ЗАРУБЕЖНОГО ОПЫТА СЕРТИФИКАЦИИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

*Л. Н. Александровская, д. т. н., А. Г. Кузнецов, к. т. н.,
Ю. И. Солонников
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

В статье проведен анализ ряда зарубежных нормативных документов (DO-178B, DO-254, ARP4561, ARP4754), русскоязычные версии которых в настоящее время подготовлены и внедряются в практику проектирования и сертификации самолетного бортового оборудования. Показано, что внедрение современной тенденции технологии проектирования, отраженной в этих документах, приводит к пересмотру соотношения между основными этапами проектирования: математическим моделированием, стендовой отработкой и летными испытаниями – в сторону переноса основного объема работ на наземную отработку и сокращения объема летных испытаний.

Современный этап развития менеджмента качества характеризуется переносом основных акцентов с контроля готовой продукции на контроль и управление процессами ее создания. Ключевыми моментами этой тенденции являются процессный и системный подходы к менеджменту качества, т. е. процессы создания продукции рассматриваются во взаимосвязи, образующей систему менеджмента качества (СМК).

Данная тенденция нашла свое воплощение в серии международных стандартов ИСО 9000. Не умалая роль этих стандартов в создании СМК предприятий авиационной промышленности, нельзя не отметить тот факт, что их универсальность не позволяет в необходимой степени отразить специфику создания авиационного оборудования, представляющего собой высокointегрированные сложные цифровые системы. Именно поэтому у разработчиков бортового оборудования воздушных судов сложилось, в ряде случаев, негативное отношение к этим стандартам, как к формальным требованиям, не затрагивающим практику разработки, а используемым лишь отделами качества для формального же проведения сертификации.

Анализ зарубежного опыта менеджмента качества показал, что, во-первых, сертификация является мощным средством обеспечения качества, и, во-вторых, методы менеджмента качества только в том случае являются эффективными, когда они применяются на всех уровнях организации, от разработчиков до высшего руководства. Поэтому целью настоящей статьи является ознакомление широкого круга специалистов в области создания аэрокосмического бортового оборудования с зарубежным опытом внедрения системного и процессного подходов в практику проектирования, а также с основными преимуществами так называемой «сквозной» сертификации при участии в ней всех специалистов, занятых в полном жизненном цикле продукции.

Применительно к бортовым системам воздушных судов процессный и системный подходы нашли свое наиболее полное воплощение в следующих документах (рис.1) [2-5]:



Рис.1 Руководство по сертификации в части процессов проектирования систем, аппаратуры, программного обеспечения (ПО) и оценки безопасности

- DO-178B. Рассмотрение программного обеспечения при сертификации авиационных бортовых систем и оборудования;
- DO-254. Руководство по гарантии разработки бортовой электронной аппаратуры;
- ARP 4761. Руководящие указания и методы проведения оценки безопасности бортовых систем гражданской авиации;
- ARP4754 Руководство по процессам сертификации высокointегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации.

Руководство ARP4754 предназначено для создания единой международной базы разработчикам, изготовителям систем, предприятиям, устанавливающим системы на ВС, и сертификационным органам для оценки соответствия нормам летной годности, относящимся к высокointегрированным сложным системам.

При этом наиболее полное определение сложности дано в DO-254: «Элемент аппарата определяется как простой, только если обширная комбинация детерминированных проверок и анализов ...сможет обеспечить правильность функциональной характеристики



во всех предполагаемых условиях эксплуатации без аномалий в поведении. Когда элемент не может быть классифицирован как простой, он должен быть классифицирован как сложный».

«Для простого элемента аппаратуры нет необходимости в обширной документации на процесс проектирования».

«Для сложных элементов средства обеспечения качества проектирования должны быть согласованы с сертифицирующим органом на раннем этапе жизненного цикла проектирования аппаратуры».

Заметим также, что из определений простого и сложного элементов вытекает недостаточность применения детерминированных методов анализа, что логически обуславливает необходимость использования статистических подходов.

Перечисленные документы разработаны в первую очередь для электронных систем, однако в ARP4761 отмечается возможность распространения изложенных в них рекомендаций и на другие системы ВС.

Документ ARP4761 был разработан по запросу FAA к SAE (Society of Automotive Engineers, Inc). Была организована специальная группа по разработке требований и интеграции систем SIRT (System Integration Requirements Task Group), целью работы которой была подготовка рекомендательного руководства ARP (Aerospace Recommended Practice) по определению вида и объема информации на уровне систем для демонстрации соответствия нормам высокointегрированных и сложных систем авионики.

Для согласования требований на международном уровне для участия в работе были приглашены представители JAA (Joint Aviation Authority).

В группу SIRT вошли специалисты, имеющие большой опыт проектирования и поддержки эксплуатации магистральных гражданских самолетов, самолетов местных воздушных линий, самолетов авиации общего назначения, бортового электронного оборудования, двигателей и систем управления, а также представители сертификационных органов. Были установлены связи со специальными комитетами SC-167 и SC-180 RTCA (Радиотехническая комиссия по аэронавтике) и S-18 SAE.

Во время разработки данного документа неоднократно возникала дискуссия по поводу его детализации. С одной стороны, в руководящем материале необходимо было сконцентрировать внимание на фундаментальных принципах сертификации, а определение деталей, касающихся конкретных систем, предоставить заявителям и сертифицирующему органу. С другой стороны, было бы полезно включение в документ перечня шагов, выполняемых при сертификации. В результате документ представляет собой некоторый компромисс между указанными мнениями с акцентом на первое.

Поскольку назначением данного документа являлось создание единой основы для сертификации, то руководство направлено, в основном, на обеспечение требований к безопасности, однако может быть полезно и для оценки соответствия другим требованиям, определяющим удовлетворительное функционирование систем.

Ключевым моментом, обеспечивающим гарантию проектирования, является системный подход к проектированию бортовой аппаратуры воздушных судов (ВС). Под гарантией проектирования понимается процесс, состоящий из специально запланированных систематических мероприятий, обеспечивающих в совокупности уверенность в том, что ошибки или

упущения в требованиях или проекте выявлены и устраниены таким образом, что реализованная система будет удовлетворять сертификационным требованиям.

На рис. 2 представлена модель процесса реализации функций ВС.

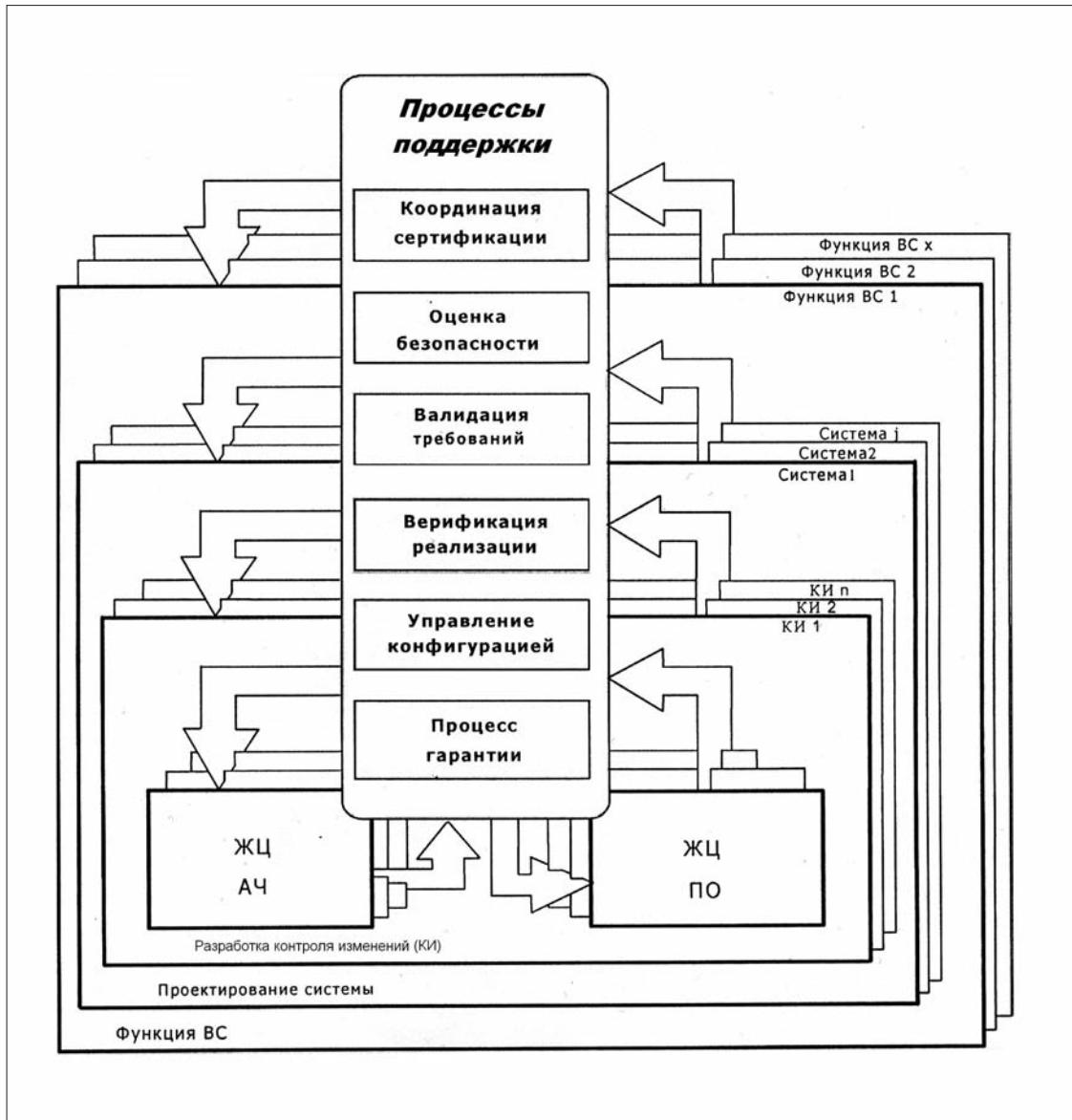


Рис.2 Процесс реализации функций воздушного судна (ВС)

Типовыми функциями, выполняемыми на уровне ВС, являются:

- управление полетом;
- управление ВС на земле (руление);
- бортовая часть управления воздушным движением;
- автоматическое управление полетом ВС;
- погрузочно-разгрузочные операции;
- управление двигателем;



- предупреждение столкновений в воздухе;
- торможение на земле;
- контроль окружающей среды;
- комфорт пассажиров;
- связь;
- наведение;
- навигация;
- безопасность пассажиров.

Каждая из перечисленных самолетных функций не обязательно связана с единой физически реализованной системой.

Модель охватывает многочисленные процессы системного проектирования.

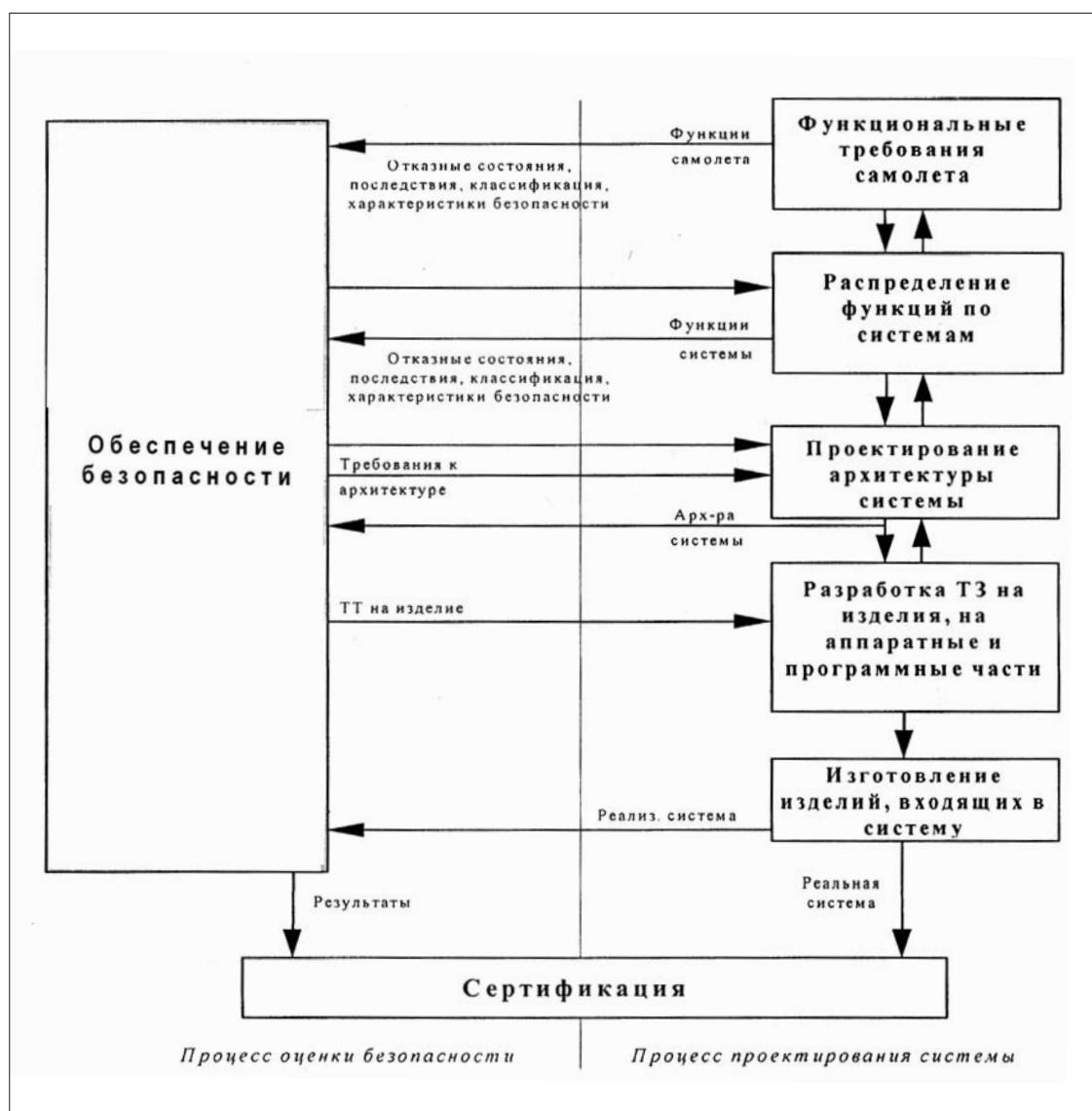


Рис.3 Модель процесса разработки системы

Процесс проектирования каждой системы может включать ряд процессов разработки составляющих ее компонентов, при этом процесс разработки каждого из них может содержать ряд жизненных циклов разработки. На рис. 3 показан типовой процесс проектирования системы.

Типовой подход к проектированию функциональных систем ВС начинается с концептуального проектирования и заканчивается сертификацией. Обычной концептуальной моделью процесса проектирования системы является последовательность выполняемых «сверху - вниз» действий, начиная от требуемых функций на уровне ВС.

Ниже приводится перечень этапов типового процесса проектирования систем:

- идентификация самолетных функций, функциональных требований и интерфейсов;
- определение последствий отказов функций и вызываемых ими ситуаций;
- распределение функций между системами и экипажем;
- проектирование архитектуры системы и назначение требований к изделиям;
- назначение требований к аппаратной части и программному обеспечению;
- разработка аппаратной части и программного обеспечения;
- интеграция аппаратной части и программного обеспечения;
- интеграция системы.

Процесс идентификации самолетных функций, функциональных требований и интерфейсов начинается с установления летно-технических характеристик ВС, эксплуатационных требований.

Результатом процесса анализа последствий отказов функций и вызываемых ими ситуаций является установление связи каждой функции ВС с соответствующей классификацией отказного состояния в зависимости от создаваемой опасности. Фиксация отказного состояния зависит от степени детализации различных показателей безопасности (табл. 1)

Таблица 1 Классификация отказов и их влияние на безопасность

Классификация отказного состояния	Катастрофическое	Аварийное	Сложное	Усложнение условий полета	Безопасное
Количественные требования и показатели безопасности (на час полета)	$P < 10^{-9}$	$P < 10^{-7}$	$P < 10^{-5}$	нет	нет

Результатом процесса распределения функций между системами и экипажем является совокупность требований по всем действиям экипажа, к каждой системе ВС и к интерфейсам между ними.

Архитектура системы устанавливает структуру и границы, в пределах которых разрабатывается каждый компонент (изделие) системы с учетом всех заданных функциональных требований и требований безопасности. Для реализации могут рассматриваться несколько возможных вариантов архитектуры системы. Дополнительными ограничениями являются применяемые технологии, сроки реализации, годность для производства, себестоимость, готовность промышленности.



Процессы проектирования архитектуры системы и распределения требований между аппаратной частью и программным обеспечением являются тесно связанными итеративными процессами. С каждой итерацией растет понимание производственных требований и распределение их становится все более обоснованным.

Процессы разработки аппаратной части и программного обеспечения должны предусматривать трассировку, прослеживание требований безопасности. В случае невозможности такой трассировки должно использоваться наихудшее отказное состояние.

В зависимости от вида системы и принятого процесса разработки интеграция аппаратной части и программного обеспечения может проводиться на макетах, опытных образцах, компьютерных эмуляторах или на изделиях, предназначенных для лабораторных или летных испытаний. Результатом является физическое изделие с контролируемой конфигурацией и данными по гарантии уровня разработки.

Процесс интеграции системы начинается с последовательной интеграции одного изделия с другим и завершается полной интеграцией системы.

Трудности точного прогнозирования или моделирования среды, в которой система будет функционировать на ВС, ведет к тому, что некоторые работы по интеграции выполняются непосредственно на ВС. Хотя считается, что достоверность результатов интеграции, проведенной на ВС, высока, впечатляющие и экономически эффективные результаты можно достигнуть в условиях лаборатории или моделирующего стенда.

Задачей интеграции систем является гарантия того, что раздельное и совместное функционирование аналогично их установке на ВС. Интеграция является средством доказательства соответствия межсистемным требованиям, а также дает возможность обнаружить и исправить функции, не предусмотренные для систем.

Этап, на котором распределяются требования между аппаратной частью и программным обеспечением, является переходом к рекомендациям документов DO-178B и DO-254.

Гарантия проектирования обеспечивает уверенность в том, что проектирование системы проводилось способом, ограничивающим вероятность появления ошибок, влияющих на безопасность ВС. В зависимости от классификации отказных состояний для систем и изделий устанавливают «уровни гарантии проектирования» (уровни проекта), определяющие строгость и дисциплину выполнения поддерживающих процессов (таблица 2).

Таблица 2 Назначение уровней гарантии проектирования системы

Классификация отказного состояния	Уровень гарантии проектирования системы
Катастрофическое (Catastrophic)	A
Аварийное (Hazardous/Severe Major)	B
Сложное (Major)	C
Усложнение условий полета (Minor)	D
Отсутствие влияния на безопасность (No safety effect)	E

В процессе доказательства гарантии проекта имеются два ключевых момента:

- своевременное отслеживание выполнения поддерживающих процессов;
- процесс оценки безопасности, взаимодействующий с другими процессами поддержки в ключевых точках проекта.

Для большинства высокоинтегрированных или сложных систем доказательство обеспечения гарантии проекта осуществляется в течение большей части периода проектирования, то есть сертификационный процесс рассматривается как процесс поддержки проектирования.

Целью процесса сертификации является доказательство соответствия ВС и его систем требованиям норм летной годности.

Одним из средств очевидности сертификации высокоинтегрированных и сложных систем является необходимость использования методов гарантии проектирования, поэтому рекомендуется как можно раньше (до реализации проекта) обеспечить координацию действий заявителя с сертификационным органом. Методы оценки соответствия предлагает заявитель, сертификационный орган определяет достаточность данных для доказательства соответствия.

В таблице 3 приведены возможные сертификационные данные.

Таблица 3 Перечень сертификационных данных

Сертификационные данные системы
План сертификации
План проектирования
Архитектура и конструкция
Требования
План валидации
План верификации
План управления конфигурацией
План гарантии выполнения процессов
Указатель конфигурации
Оценка функциональных рисков
Предварительная оценка безопасности системы
Оценка безопасности системы
Анализ общих причин отказов
Данные валидации
Данные верификации
Данные, подтверждающие наличие управления конфигурацией
Данные, подтверждающие гарантию выполнения процессов
Сертификационное заключение

Процесс оценки безопасности

Процесс оценки безопасности обеспечивает аналитическую очевидность соответствия требованиям летной годности. Он включает конкретные оценки, корректируемые в процессе проектирования системы и увязанные с другими процессами поддержки её проектирования. Ниже перечислены основные процессы оценки безопасности:

1. Оценка функциональных опасностей (Functional Hazard Assessment - FHA), в ходе которой рассматриваются функции ВС и его систем с целью определения их возможных отказов,



а также проводится классификация опасностей, связанных с ними отказных состояний. Оценка опасности функциональных отказов производится на ранней стадии проектирования и пересматривается по мере появления новых функций или отказных состояний.

2. Предварительная оценка безопасности системы (Preliminary System Safety Assessment - PSSA), в результате которой устанавливаются конкретные требования к безопасности системы и составляющих её изделий и дается первоначальное подтверждение того, что предполагаемая архитектура системы сможет удовлетворить эти требования. Предварительная оценка безопасности уточняется в процессе проектирования системы.

3. Оценка безопасности системы (System Safety Assessment - SSA), в ходе которой собираются, анализируются и документируются доказательства того, что реализованная система удовлетворяет требованиям безопасности, установленным в процессах оценки функциональных опасностей и предварительной оценки безопасности.

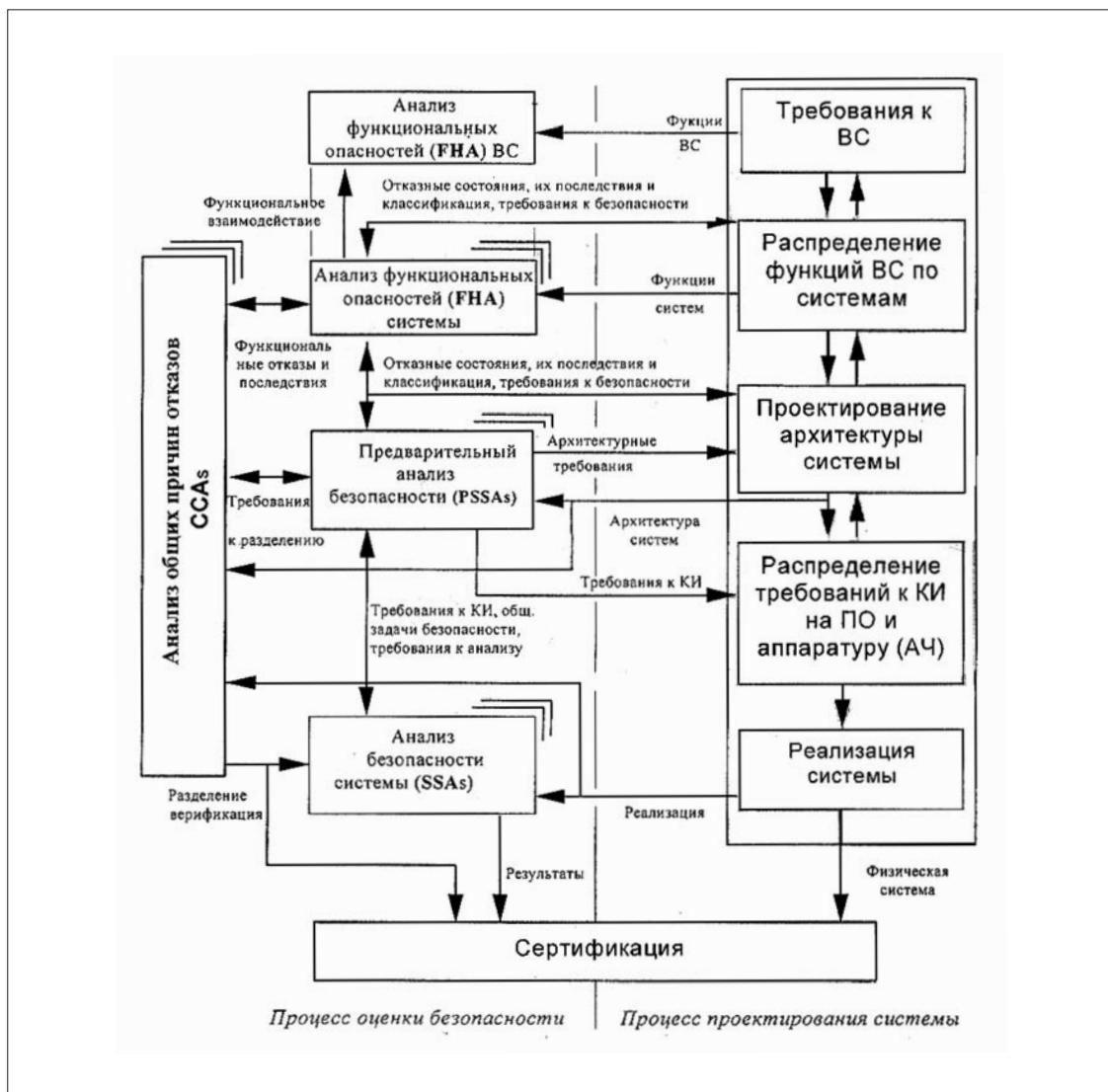


Рис.4 Модель процесса оценки безопасности

4. Анализ общих причин отказов (Common Cause Analysis - CCA), в ходе которого устанавливаются и оцениваются требования по физическому и функциональному разделению и изоляции систем, а также проверяется, как эти требования выполняются.

На рис. 4 показаны основные связи между этими четырьмя процессами оценки безопасности и процессами проектирования системы. В действительности существует значительно большее количество взаимосвязей, как между процессами, так и внутри их, но они опущены в интересах ясности рисунка.

Целями процесса валидации являются проверка правильности (отсутствия неоднозначности или ошибок в формулировке) и полноты (отсутствия пропусков или включения несущественных) требований. Валидация требований и допущений на верхних уровнях служит основой их валидации на более низких уровнях. Взаимосвязь процессов валидации и проектирования системы показана на рис. 5. Входная информация процесса валидации может вклю-

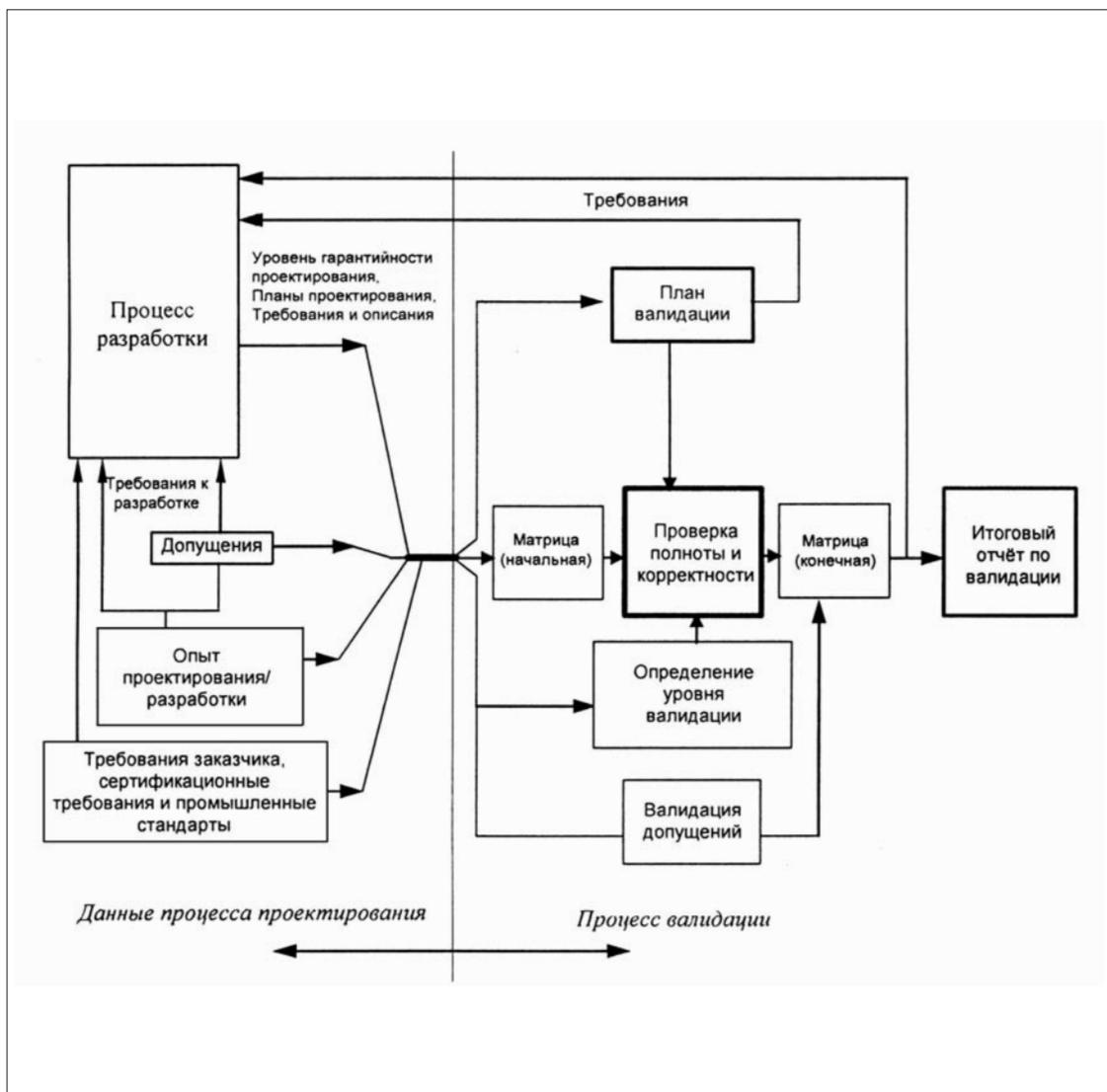


Рис.5 Модель процесса валидации



чать в себя описание системы, (включая ожидаемые условия эксплуатации, требования к системе, описание архитектуры системы и уровень гарантии проектирования).

В большинстве программ проектирования имеется ряд допущений, правильность которых нельзя доказать напрямую. Это допущения:

- по окружающим условиям и эксплуатации;
- относящиеся к проектированию;
- относящиеся к производству;
- относящиеся к эксплуатационной технологичности;
- относящиеся к установке оборудования.

Эти допущения могут использоваться на ранних этапах процесса проектирования при отсутствии более точной информации, которая будет получена позднее.

Для валидации допущений применяется экспертиза, анализы и испытания, а также демонстрация того, что архитектура системы ограничивает последствия ошибочно принятого допущения.

Основными методами валидации является трассировка требований, анализ, моделирование, специальные испытания, имитация характеристик, анализ сходства, инженерные оценки. Уровень интенсивности валидации определяется уровнем гарантии проектирования системы (табл. 4).

Таблица 4 Рекомендованные методы валидации

Данные	A и B	C	D	E
Предварительный анализ безопасности системы	R	R	A	A
План валидации	R	R	A	N
Матрица валидации	R	R	A	N
Сводный отчет по валидации	R	R	A	N
Трассировка требований	R	A	A	N
Анализ, моделирование или испытания	R	Один из рекомендованных методов	A	N
Сходство (Опыт эксплуатации)	A		A	N
Инженерное заключение	A		A	N
Влияние на реализацию системы	R	A	A	N

*R – Рекомендуемый для сертификации,
A – По согласованию с сертифицирующим органом,
N – Не требуется для сертификации.*

Отдельные методы валидации могут одновременно использоваться и при верификации. Подобная двойственная цель должна быть обеспечена координацией планов валидации и верификации.

Процесс верификации гарантирует, что реализованная система удовлетворяет предъявляемым к ней прошедшим валидации требованиям.

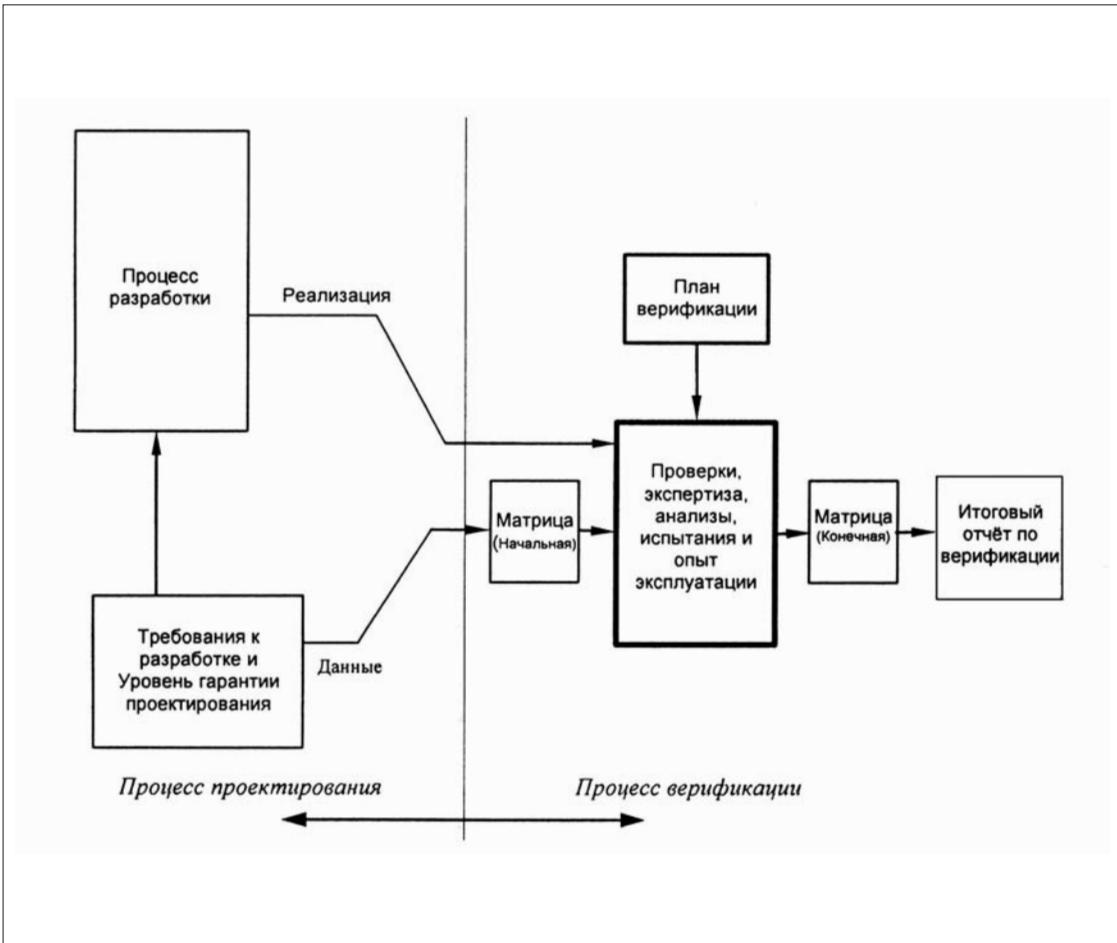


Рис.6 Модель процесса верификации

На рис. 6 представлен общий вид модели верификации.

Для верификации любой системы или изделия может использоваться четыре основных метода:

- осмотр и экспертная оценка;
- анализ и моделирование;
- испытания;
- опыт эксплуатации (табл. 5).

Анализ зарубежных подходов и процедур сертификации изделий авиационной техники показывает, что основная отличительная черта зарубежной технологии проектирования заключается в сертификационной направленности всех видов работ, начиная с этапа эскизного проектирования, то есть в применении так называемого принципа «сквозной» сертификации.

Для реализации указанного принципа уже на этапе эскизного проектирования разрабатывается программа сертификации, которая охватывает все виды работ.

Зарубежные авиационные фирмы относят разработку и развитие программы сертификации к серьезной инженерной работе, выполняемой проектировщиками и руководимой специальной службой.



Таблица 5 Верификационные методы и данные

Методы и данные	Уровень гарантии проектирования			
	A и B	C	D	E
Матрица верификации	R	R	A	N
План верификации	R	R	A	N
Процедуры верификации	R	A	A	N
Заключение по результатам верификации	R	R	A	N
Оценка безопасности системы (SSA)	R	R	N	N
Осмотр, экспертная оценка, анализ или испытания	Испытания и один или более из остальных методов	Один или более	A	N
Испытания на непредусмотренные функции	R	A	A	N
Опыт эксплуатации	A	A	A	A

R – Рекомендуемый для сертификации,
A – По согласованию с сертифицирующим органом,
N – Не требуется для сертификации.

Программа «сквозной» сертификации должна включать: создание моделей, стендов и других установок, разработку или модификацию методов исследований, проведение моделирования, лабораторных, стендовых и летных испытаний с оценкой соответствия самолета и его оборудования нормам летной годности, разработку и реализацию технологии летных испытаний, оформление доказательной документации и таблиц соответствия и в завершение – представление материалов в орган по сертификации для получения сертификата летной годности.

В рамках программы сертификации исходная совокупность требований к характеристикам разрабатываемого изделия, заложенным в ТЗ и ТУ, представляется в виде таблицы контроля, которая представляет собой систематизированную матрицу требований, задающую границы функциональных параметров изделия и его оборудования в различных режимах штатной эксплуатации. К таким параметрам, в первую очередь, относятся безопасность, надежность, электромагнитная, программная, метрологическая и другие виды совместимости и взаимозаменяемости. На основании таблицы контроля разрабатывается матрица проверки требований, в которой должны быть сформулированы методы проверки (аналитические расчеты, моделирование, сравнение с изделиями-аналогами, испытания), выполнения этих требований и критерии подтверждения соответствия.

Важнейшей процедурой реализации принципа «сквозной» сертификации является верификация, которая находит все большее применение в мировой практике, главным образом при проверке и оценке результатов проектно-конструкторских работ на начальном этапе создания новой техники.

Данная процедура является практически единственным способом подтверждения правильности принятых технических решений в условиях большой степени неопределенности на начальных этапах проектирования, когда элементы проектируемых изделий еще не изготовлены и их испытания невозможны. Верификации подлежат вновь разработанные конструкции элементов и процессы их функционирования, мероприятия по повышению качества изделий и оценка результатов этих мероприятий.

Верификация может основываться на аналитических исследованиях, расчетах, математическом и физическом моделировании, анализе исходных данных, проектно-конструкторской, технологической и эксплуатационной документации, сравнении с образцами-аналогами и т. д.

По результатам верификации разрабатываются и реализуются предупреждающие мероприятия, направленные на устранение выявленных несоответствий и, тем самым, на повышение надежности и безопасности изделий. Для доказательства эффективности предупреждающих мероприятий они, в свою очередь, подвергаются процедурам верификации.

Документированные результаты верификации используются при завершении сертификации изделий в качестве доказательной документации наряду с результатами наземных и летных испытаний, статистическими данными о качестве изготовления и эксплуатации изделий, результатами исследования отказов и оценкой эффективности мероприятий по повышению надежности и безопасности.

К следующему этапу «сквозной» сертификации, проводимой на начальных стадиях разработки, можно отнести лабораторно-стендовые испытания.

Для придания лабораторно-стендовым испытаниям сертификационной направленности методы и средства проведения этих испытаний также должны быть подвергнуты процедурам верификации. Эффективность процесса «сквозной» сертификации характеризуется степенью готовности сертификационной документации, которая к началу летных испытаний должна составлять более 50% от всего необходимого объема.

Летные испытания, играющие весьма важную роль в отечественной практике для оценки основных характеристик самолета и установления их соответствия нормам летной годности, за рубежом, как правило, имеют существенно меньшее значение. Осуществление на практике принципа «испытай все перед полетом» дает возможность до 80% всех характеристик получить на земле.

В зарубежной практике период летных испытаний не рассматривается как созидательный, познавательный этап, а лишь как контрольный, зачетный. Основное внимание уделяется лишь тем видам испытаний, которые нельзя смоделировать в наземных условиях. Результаты летных испытаний, как правило, дают лишь 5-7% расхождения с результатами моделирования и наземными испытаниями.

Основные особенности проведения летных испытаний при реализации принципа «сквозной» сертификации состоят в следующем:

– основной акцент делается на крайние режимы по безопасности и надежности для максимального «покрытия» области безопасной эксплуатации и подтверждения расчетных данных;

– по требованиям FAA (Federal Aviation Administration - Федеральная Авиационная Администрация США) и покупателей проводится демонстрация фактических запасов по надежности, прочности и безопасности по сравнению с расчетными нормами;



— проводятся наземные демонстрации эксплуатационной технологичности с хронометражем операций;

— резко сокращается время летных испытаний до 9-10 месяцев с одновременным повышением их качества.

Последнее достигается за счет:

— проведения основного объема испытаний (до 80%) в наземных условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, и сертификации по их результатам;

— организации, планирования и управления летными испытаниями;

— одновременного использования нескольких (до 5) самолетов с четким распределением целей и объемов испытаний по каждому;

— использования нескольких аэродромов с различными климатическими условиями;

— интенсивного подключения к испытаниям серийных самолетов;

— комплексирования и насыщенности программы летных испытаний;

— четкой методологической направленности программ и их подчиненности задачам сертификации;

— установки мощного автоматизированного экспериментального оборудования на борту самолетов для получения информационного массива данных и его обработки на борту в реальном масштабе времени;

— сопровождающего моделирования полета на земле в реальном масштабе времени;

— широкой автоматизации регистрации и обработки данных как на земле, так и в полете;

— умелого использования сопутствующих факторов (раннее подключение летчиков-испытателей к наземным испытаниям и пр.).

Такой подход целесообразен и с экономической точки зрения. Известно, что расходы на проведение одной доработки на стадиях моделирования, стеновой отработки и летных испытаний находятся в соотношении 1:10:100.

Таким образом в последние годы в США и Европе идет активная работа по совершенствованию политики и практики проектирования и сертификации воздушных судов гражданской авиации. Отсутствие русскоязычных регламентаций по проектированию и сертификации бортовых систем, гармонизированных с зарубежными, затрудняет сертификацию отечественной авиационной техники, а также взаимопонимание ее разработчиков с зарубежными сертификационными властями при продвижении своей продукции на мировой рынок. Поэтому в рамках созданной Авиационным регистром MAK рабочей группы с привлечением специалистов ведущих предприятий и организаций отечественной авиационной отрасли подготовлены русскоязычные версии документов (КТ-178В (действующая версия), КТ-254, Р4754, Р4761(версия на стадии внедрения)).

Авторы статьи надеются, что приведенный обзор данных чрезвычайно объемных документов поможет специалистам в области создания высокointегрированных цифровых систем подготовиться к внедрению этих документов в повседневную практику их работы.

Литература

1. Крюков С.П., Бодрунов С.Д., Александровская Л.Н., Захаревич А.П., Круглов В.И. Корпоративный менеджмент постиндустриального общества / СПб: Корпорация «Аэрокосмическое оборудование», 2005.

2. Квалификационные требования DO-178B
3. Квалификационные требования DO-254
4. Аэрокосмическая рекомендательная практика ARP 4761
5. Аэрокосмическая рекомендательная практика ARP4754



УДК 629.7.05.07

ПРИМЕНЕНИЕ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО СУБОПТИМАЛЬНОГО ФИЛЬТРА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ

К.А. АФЕНКО к.т.н., П.Е. ДАНИЛИН, к.т.н., Н.А. ЗАЙЦЕВА д.т.н.,
Е.В. КОЧНЕВА к.т.н., В.Г. ПОТЕХИН к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Коррекция координат по данным радиотехнических средств в режиме «азимут-дальность» является одним из режимов работы алгоритмов комплексной обработки информации. Проведенные исследования погрешностей азимута и дальности показали, что они имеют ярко выраженную коррелированную составляющую. Для фильтрации этой составляющей потребовалось применение двухступенчатого фильтра.

Особенности развития современной авиационной техники обусловлены высокой интенсивностью воздушного движения, требованиями по безопасности полетов, а также необходимости решения воздушным судном целого ряда задач, таких как полет по маршруту, маневрирование в зоне аэродрома, выполнение схем вылета и прибытия, полет в зоне ожидания и т.д. Как известно, требования точной зональной навигации (P-RNAV) помимо требований по точности включают обязательный состав навигационного оборудования и перечень функций, которые необходимы для выполнения полетов в воздушном пространстве P-RNAV.

К такому оборудованию, обеспечивающему навигацию в горизонтальной плоскости, относятся:

- дальномерное оборудование, работающее в режиме n- дальностей;
- угломерно-дальномерное оборудование, работающее по совмещенному маяку VHF Omnidirectional Radio Range / Distance Measuring Equipment (VOR/DME);
- инерциальная курсовертикаль – ИКВ.

Вычислительная система самолетовождения совместно с взаимодействующим оборудованием автоматически определяет горизонтальные координаты воздушного судна (ВС), выполняя функцию реконфигурации, обеспечивающую наилучшее навигационное решение при непрерывном контроле за точностью формирования навигационной информации и возможностью выполнения текущего этапа полета. Одним из режимов работы комплексной обработки информации является радиотехнический режим, в котором используется информация от VOR/DME для коррекции координат самолета.

Целью данной работы является исследование возможности применения двухступенчатого субоптимального фильтра для комплексирования систем ИКВ и VOR/DME.

1. Математические соотношения позиционного субоптимального фильтра

$$\begin{aligned}
 d\hat{\phi}_{i+1}^1 &= d\hat{V}_{Ni}^1 + K_{i+1}^1[1,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 d\hat{\lambda}_{i+1}^1 &= d\hat{V}_{Ei}^1 + K_{i+1}^1[2,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1); \\
 d\dot{\hat{V}}_{Ni+1}^1 &= -2\omega_R d\hat{V}_{Ei}^1 - (2u_N + \Omega_N \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) V_E^{\text{ИКВ}} d\phi_i^1 + a_R d\alpha_{Ei}^1 - a_E d\psi_i^1 + c_N + K_{i+1}^1[3,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 d\dot{\hat{V}}_{Ei+1}^1 &= (2u_R + \Omega_R) dV_{Ni}^1 + (2u_N + \Omega_N \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) V_N^{\text{ИКВ}} d\phi_i^1 - 2\omega_E \operatorname{tg} \varphi_{\text{ИКВ}} d\hat{V}_{Ei}^1 - a_R d\alpha_{Ni}^1 + a_N d\hat{\psi}_i^1 + c_{Ei}^1 + \\
 &\quad + K_{i+1}^1[4,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1); \\
 d\hat{\alpha}_{Ni+1}^1 &= d\hat{V}_{Ei}^1 - \omega_R d\hat{\alpha}_{Ni}^1 + \omega_E d\hat{\psi}_i^1 - u_R d\phi_i^1 + v_{Ni}^1 + K_{i+1}^1[5,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1); \\
 d\hat{\alpha}_{Ei+1}^1 &= -d\hat{V}_{Ni}^1 + \omega_R d\hat{\alpha}_{Ni}^1 - \omega_N d\hat{\psi}_i^1 + v_{Ei}^1 + K_{i+1}^1[6,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 d\hat{\psi}_{i+1}^1 &= \omega_N d\hat{\alpha}_{Ni}^1 - \omega_E d\hat{\alpha}_{Ni}^1 + dV_{Ei}^1 \operatorname{tg} \varphi_{\text{ИКВ}} + (u_N + \Omega_N \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) d\phi_i^1 + \hat{v}_{Ri}^1 + \\
 &\quad + K_{i+1}^1[7,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1) + K_{i+1}^1[7,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 \hat{v}_{Ni}^1 &= K_{i+1}^1[8,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1) + K_{i+1}^1[8,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 \hat{v}_{Ei}^1 &= K_{i+1}^1[9,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1) + K_{i+1}^1[9,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 \hat{v}_{Ri}^1 &= K_{i+1}^1[10,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1) + K_{i+1}^1[10,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 \hat{c}_N &= K_{i+1}^1[1,1](z_{i+1}^1[1,1] - d\hat{\phi}_i^1); \\
 \hat{c}_E &= K_{i+1}^1[2,2](z_{i+1}^1[2,1] - d\hat{\lambda}_i^1),
 \end{aligned}$$

где $K[i,j]$ – элементы матрицы усиления, которая находится решением уравнения Риккати:

$$\begin{aligned}
 K_{i+1} &= P'_{i+1} H_{i+1}^T (H P'_{i+1} H^T + R_i)^{-1}; \\
 P_{i+1} &= P'_{i+1} - K_{i+1} H P'_{i+1}; \\
 P'_{i+1} &= \Phi_i P_i \Phi_i^T + \Gamma Q \Gamma^T.
 \end{aligned}$$

Для вычисления коэффициентов усиления фильтра K_i при коррекции погрешностей ИКВ по данным радиотехнических систем (РТС) матрица Φ_i^1 имеет вид [1]:

$$\Phi_i^1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \frac{\Delta t}{R_N} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \frac{\Delta t}{R_E} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -(2u_N + \Omega_N * \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) V_E^{\text{ИКВ}} \Delta t & 0 & 1 & -2\omega_v \Delta t & 0 & a_R \Delta t & -a_E \Delta t & 0 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 2(u_N + \Omega_N * \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) V_N^{\text{ИКВ}} \Delta t & 0 & (2u_E + \Omega_E) \Delta t - \omega_E * \tan \varphi_{\text{ИКВ}} \Delta t & -a_R \Delta t & 0 & -a_N \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ -u_R & 0 & 0 & -\frac{\Delta t}{R_E} & 1 & -\omega_R \Delta t & \omega_E \Delta t & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\Delta t}{R_N} & 0 & \omega_R & 1 & -\omega_N \Delta t & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ (u_N + \Omega_N * \sec^2 \varphi_{\text{ИКВ}}) & 0 & 0 & \frac{\Delta t}{R_E} \tan \varphi_{\text{ИКВ}} & -\omega_E & \omega_N & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$



где Φ^I_i – матрица объекта, размерностью [12x12];

ω_R , ω_N , ω_E – проекции абсолютной угловой скорости в географической системе координат:

$$\omega_R = \Omega_R = u_R,$$

$$\omega_N = \Omega_N = u_N,$$

$$\omega_E = \Omega_E,$$

Ω_R , Ω_N , Ω_E – проекции относительной угловой скорости облета Земли на оси географической системы координат:

$$\Omega_R = -\frac{V_E^{ИКВ}}{R_E} \cdot \operatorname{tg} \varphi^{ИКВ},$$

$$\Omega_N = \frac{V_E^{ИКВ}}{R_E},$$

$$\Omega_E = \frac{V_N^{ИКВ}}{R_N},$$

u_R , u_N – проекции угловой скорости вращения Земли на оси географической системы координат;

$$u_R = u \sin \varphi^{ИКВ},$$

$$u_N = u \cos \varphi^{ИКВ},$$

$u = 15,04107^\circ/\text{час}$ – угловая скорость суточного вращения Земли;

a_R , a_N , a_E – проекции абсолютного ускорения на оси географической системы координат:

$$a_R = V_N^{ИКВ} \Omega_E - V_E^{ИКВ} (2u_N + \Omega_N) + g,$$

$$a_N = -V_y \Omega_E - V_E^{ИКВ} (2u_R + \Omega_R),$$

$$a_E = -V_y (2u_N + \Omega_N) - V_N^{ИКВ} (2u_R + \Omega_R),$$

$V_N^{ИКВ}$, $V_E^{ИКВ}$, $V_Y^{СВС}$ – проекции относительной скорости на оси географической системы координат, выдаваемые инерциальной системой;

R_N , R_E – радиусы кривизны в направлении осей географической системы координат;

g – ускорение свободного падения;

Δt – шаг интегрирования уравнений фильтра.

В качестве измерений субоптимального фильтра используется разность между координатами местоположения ВС, полученными по данным РТС и ИКВ, т. е.:

$$Z_{\phi P}^I = \phi^{ИКВ} - \phi^{РТС},$$

$$Z_{\lambda P}^I = \lambda^{ИКВ} - \lambda^{РТС},$$

$$Z^I = \begin{bmatrix} Z_{\phi P}^I & Z_{\lambda P}^I \end{bmatrix}.$$

Матрица измерений в этом случае имеет вид:

$$H_i^I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

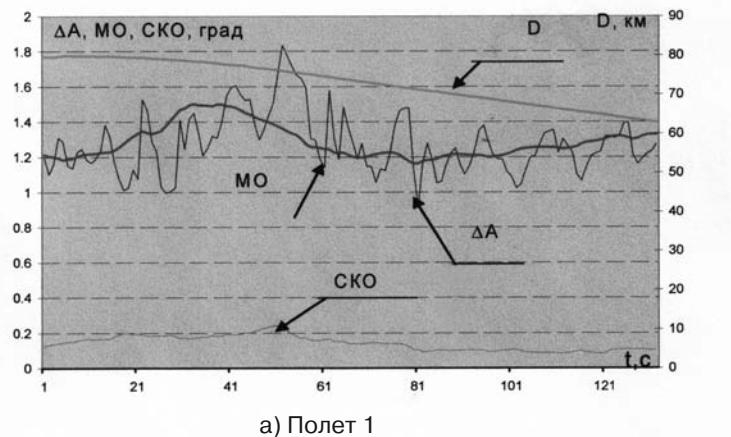
$$R^I_i = \begin{bmatrix} R^I_{C1} & 0 \\ 0 & R^I_{C2} \end{bmatrix}.$$

Для решения системы уравнений необходимо знание начальных условий для ковариационной матрицы, которая определяется уровнем погрешностей ИКВ.

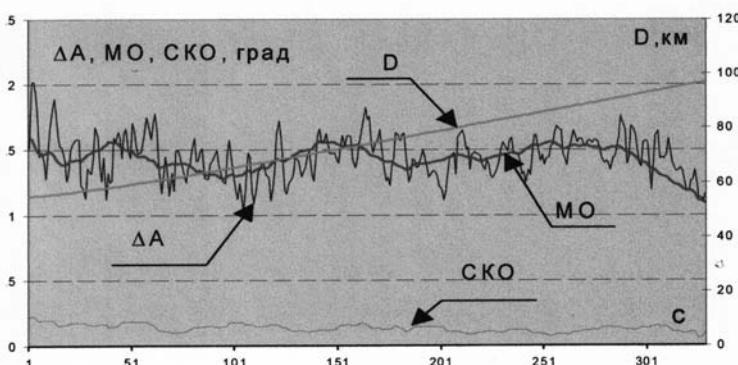
2. Особенности построения СОФ для режима «азимут- дальность»

Проведенный анализ летных испытаний вычислительной системы самолетовождения ВСС-100 выявил, что при коррекции координат по данным РТС в режиме «A-D» наблюдаются значительные колебания ВС с креном больше 15° на прямолинейных участках полета, что является недопустимой величиной для ВС гражданского назначения. Дальнейшие статистические исследования показали, что погрешность измерения азимута системой VOR имеет значительную коррелированную составляющую, которая не сглаживается на выходе фильтра.

На рис. 1 приведены примеры поведения погрешности измерения азимута системой VOR при настройке на один и тот же маяк, но в разных полетах при удалении и приближении к маяку.



а) Полет 1



б) Полет 2

Рис. 1 Погрешность измерения азимута A , математическое ожидание и СКО



Как видно из приведенных выше графиков, погрешность измерения азимута является случайной величиной, характеризующейся математическим ожиданием (МО), среднеквадратическим отклонением (СКО) и коррелированной составляющей с некоторым временем корреляции.

Для определения параметров корреляции были построены автокорреляционные функции (рис. 2) для двух полетов и их аппроксимация, анализ которых показал, что время корреляции колеблется в пределах 15-30 с.

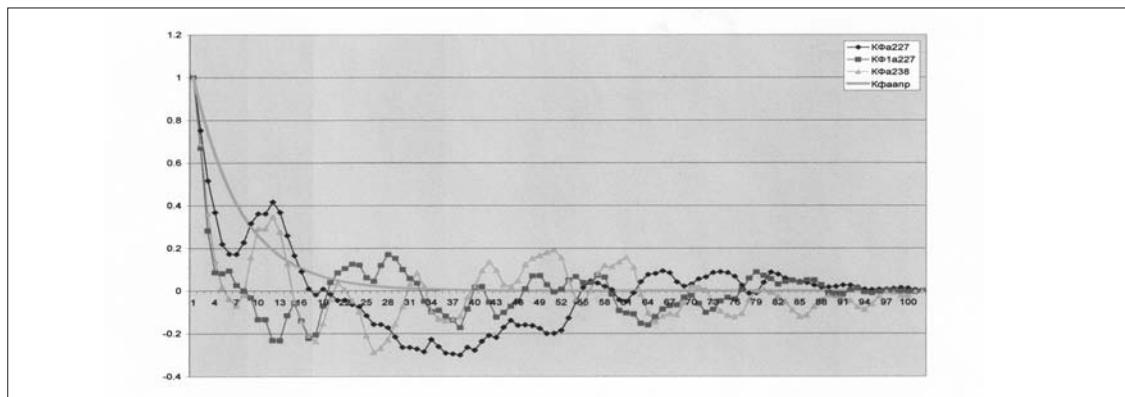


Рис. 2 Автокорреляционные функции погрешности азимута

На рис. 3 приведены примеры поведения погрешности определения координат местоположения ВС режиме «А-Д» при настройке на тот же маяк.

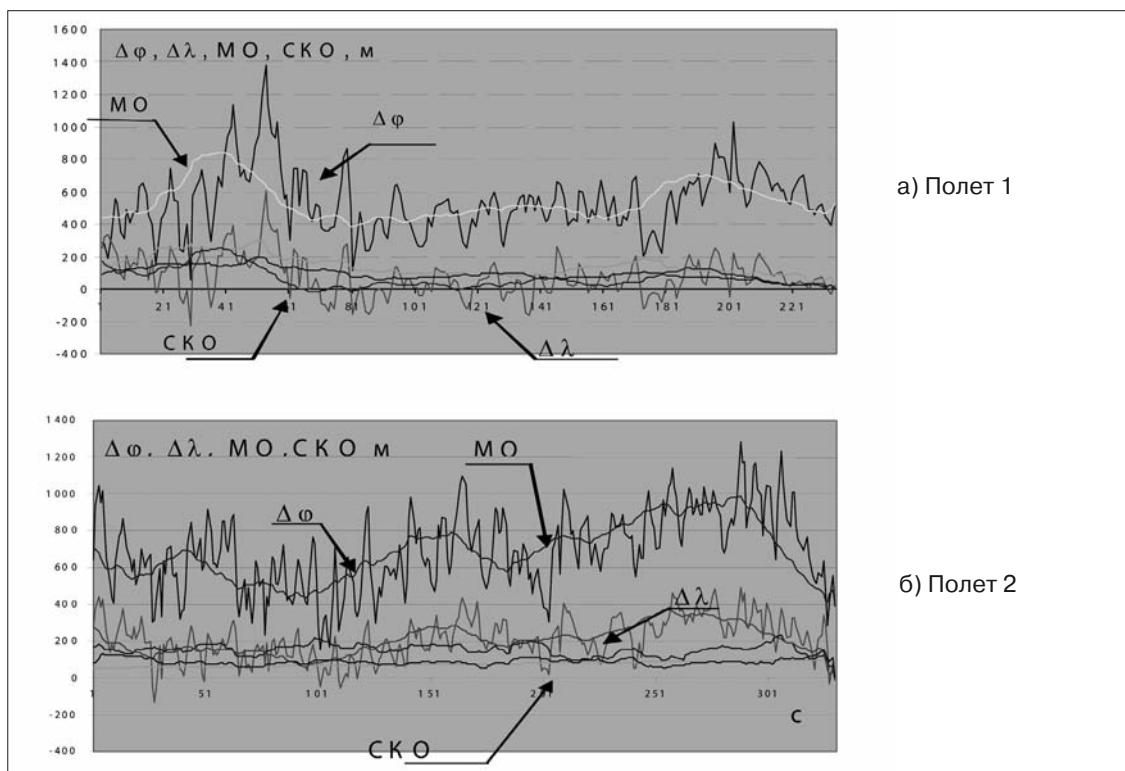


Рис. 3. Поведение погрешностей определения координат в режиме «А-Д»

Как следует из приведенных графиков (рис. 3), погрешность определения координат является случайной величиной, имеющей МО, величина которого значительно превышает по величине СКО.

Для определения параметров корреляции были построены автокорреляционные функции (рис. 4), анализ которых показал, что время корреляции погрешности координат примерно равно времени корреляции погрешности измерения азимута.

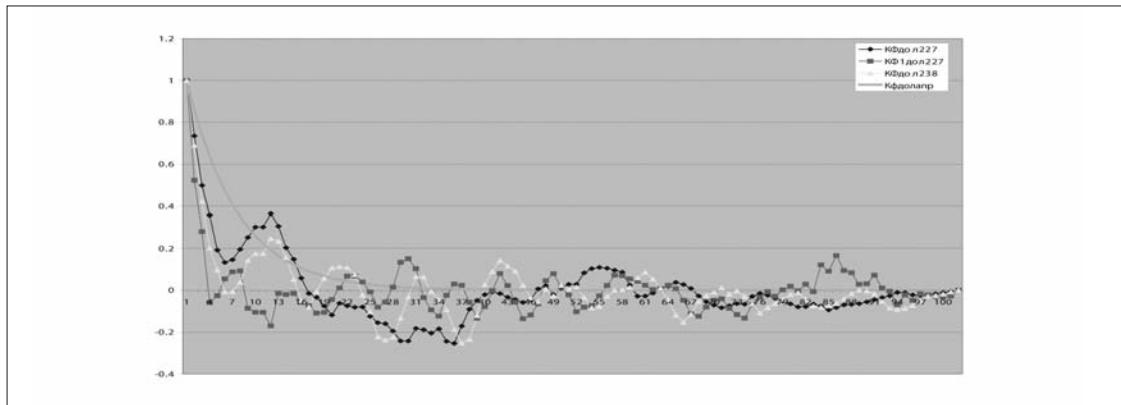


Рис. 4 Автокорреляционная функция погрешности координат

Анализ работы СОФ по данным РТС в режиме «A-D» показал, что на выходе фильтра оценка погрешности координат также имеет коррелированную составляющую, которая не слаживается (рис. 5) и которая приводит к колебаниям самолета (рис. 6). Как видно из приведенного графика, на одном из участков полета (фрагмент I), крен может достигать 15 градусов.

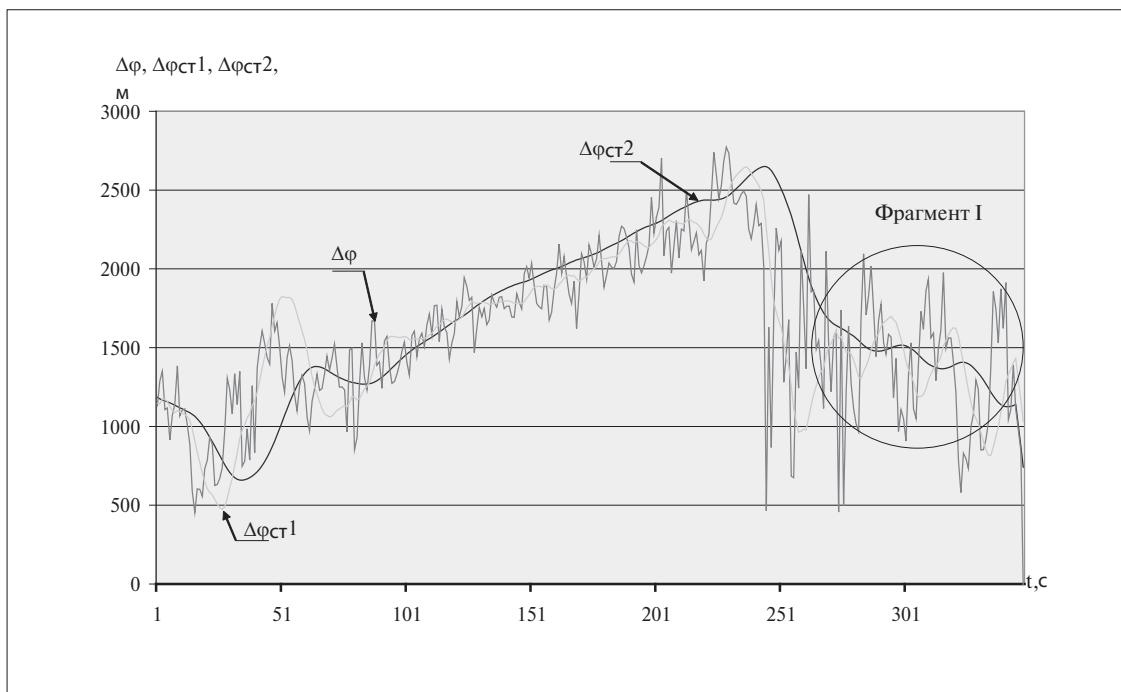


Рис. 5 Погрешность оценки СОФ на выходе 1-й и 2-й ступеней

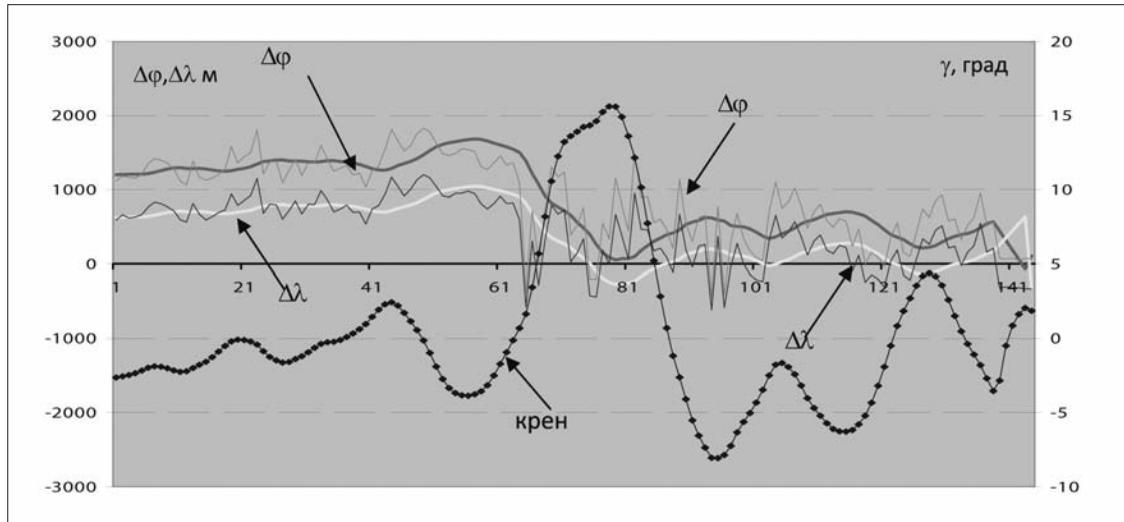


Рис. 6 Фрагмент I. Значение крена при использовании первой ступени фильтра

Полученные результаты потребовали доработки алгоритмов фильтрации и введения второй ступени фильтра [2], уравнения которого записываются аналогично представленным выше. Структурная схема двухступенчатого фильтра приведена на рис. 7.

Отличие состоит в формировании измерений, которые в этом случае имеют вид

$$Z_{\varphi P} = \varphi_{\text{ИКВ}} - \hat{\varphi},$$

$$Z_{\lambda P} = \lambda_{\text{ИКВ}} - \hat{\lambda}.$$

Коэффициенты второй ступени фильтра были настроены на коррелированную составляющую. Проведенное моделирование показало, что введение второй ступени позволило сглаж-

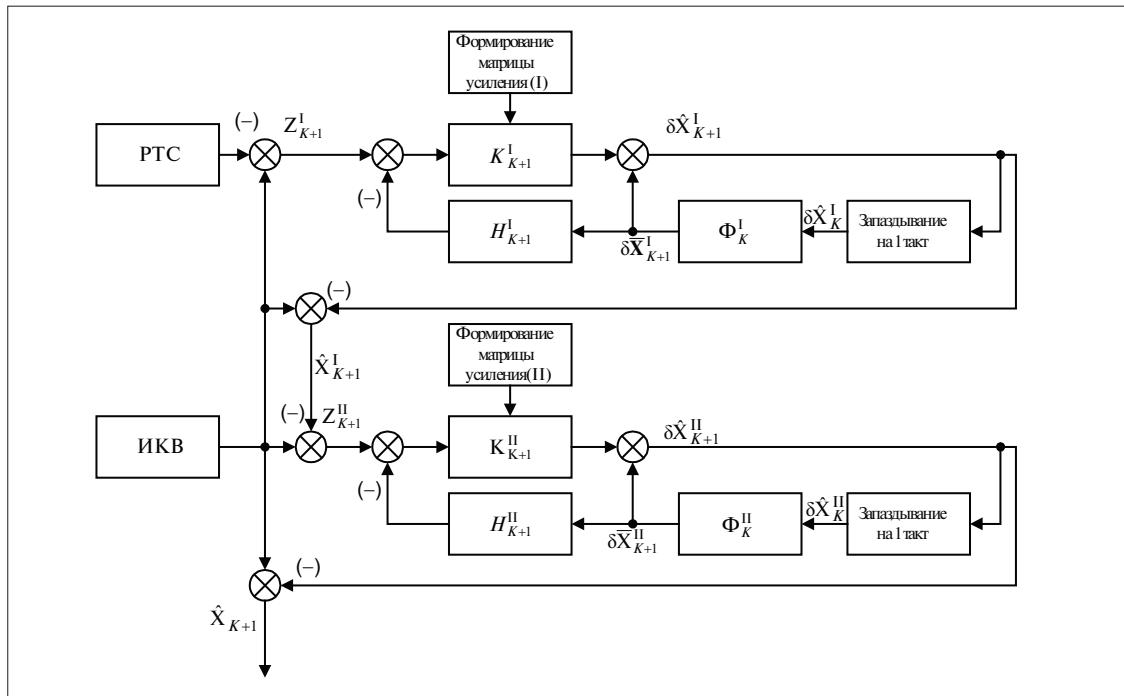


Рис. 7 Структурная схема двухступенчатого фильтра

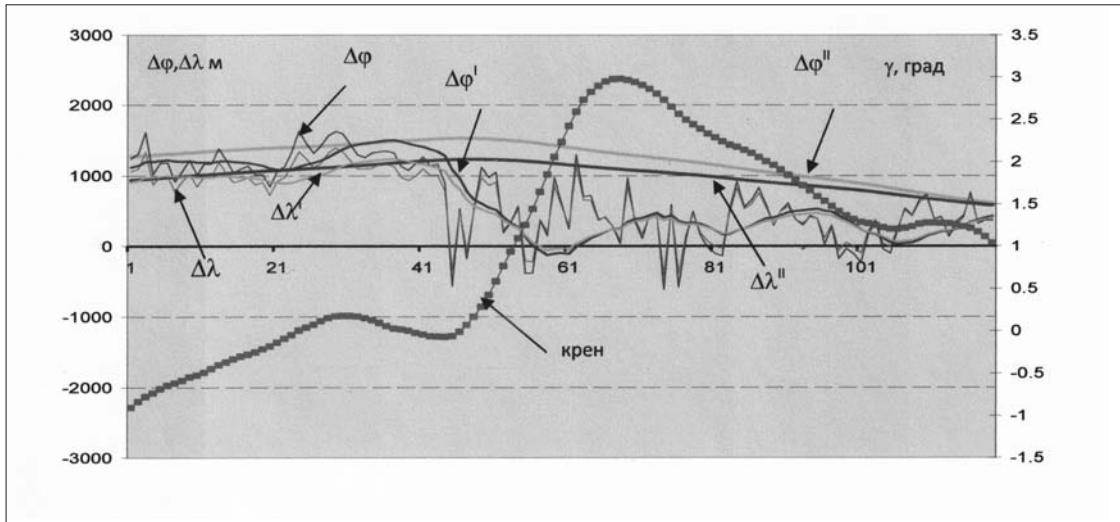


Рис. 8 Значение угла крена при использовании второй ступени фильтра

дить координаты ВС (рис.5), что значительно уменьшило величину крена (рис. 8), примерно в 5 раз.

Выводы

Проведенное моделирование показало, что введение второй ступени позволяет сгладить коррелированную составляющую и уменьшить величину крена.

Литература

1. Н.А. Голованов, Н.А. Зайцева, Е.В. Кочнева. Двухступенчатый субоптимальный фильтр для обеспечения полетов на малых скоростях. «Авиакосмическое приборостроение», Москва, №5, 2002 г.
2. Ю.В. Гавриленко, Н.А. Зайцева, Е.В. Кочнева. Вопросы подключения второй ступени субоптимального фильтра при выполнении особых режимов. «Авиакосмическое приборостроение», Москва, №8, 2003 г.



УДК 621.391.14

О ВЫБОРЕ АЛГОРИТМА И ТАКТОВОЙ ЧАСТОТЫ РАСЧЕТА МАТРИЦЫ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

О.Н. БОГДАНОВ, С.С. КОРОСТЕЛЕВА, С.Е. КУХТЕВИЧ к.ф.-м.н.,
А.В. ФОМИЧЕВ к.ф.-м.н.,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В настоящее время разработано множество алгоритмов определения ориентации, отличающихся числом шагов, порядком аппроксимации, видом используемых кинематических параметров, типом входной информации и т.п.

Потребность в разработке многошаговых алгоритмов высокого порядка аппроксимации была продиктована, прежде всего, отсутствием быстродействующих бортовых вычислителей, позволяющих определять ориентацию с высокой частотой.

В настоящее время возможности бортовых вычислителей существенно возросли и, одновременно с этим, возник целый ряд специфических задач, решаемых современными самолетами и требующих определения ориентации с высокой частотой обновления. Поэтому становится актуальной задача выбора достаточно простого алгоритма определения ориентации, обеспечивающего требуемую точность при высокой тактовой частоте работы.

В статье проведен сравнительный анализ различных алгоритмов ориентации. Установлены соотношения тактовых частот выдачи параметров ориентации, при которых разные алгоритмы имеют сопоставимую точность.

Одним из основных алгоритмов автономного режима БИНС, во многом определяющим ее точность, является алгоритм ориентации.

В работах [1-3] приведено множество алгоритмов, отличающихся сложностью, числом шагов, порядком аппроксимации, видом используемых кинематических параметров, типом входной информации, требованиям к вычислительным ресурсам для их реализации и обеспечиваемой точностью. Тип выбранного алгоритма и тактова частота счета влияют на точность определения всех навигационных параметров БИНС (углы, угловые скорости, линейные скорости и т.д.) и могут налагать ограничения на круг задач, выполняемых современными самолетами.

Достаточно важной проблемой, также требующей увеличения тактовой частоты алгоритма определения ориентации, является минимизация вычислительного дрейфа, возникающего при конических движениях блока чувствительных элементов (БЧЭ) с частотами, сопоставимыми по порядку величины с тактовой частотой алгоритма. Подобные явления возникают, прежде всего, при действии внешней вибрации с частотами, близкими к частотам линейного и углового резонанса системы амортизации БЧЭ.

Для систем БИНС-СП-1, БИНС-СП-2 и БИМС-Т тактовая частота расчета параметров ориентации составляет ≈ 38 Гц. Эксперименты по проверке виброустойчивости этих систем показали, что вычислительный дрейф, вызванный коническими движениями, при частотах вибрации близких к собственным частотам системы амортизации БЧЭ ($50 \div 100$ Гц), может существенно превышать допуск даже при достаточно малых амплитудах внешней вибрации. Как следует из результатов, приводимых ниже, данный вычислительный дрейф уменьшается при увеличении тактовой частоты работы алгоритма ориентации.

Целью работы является сопоставление точности различных алгоритмов определения ориентации при наличии конической вибрации блока чувствительных элементов.

1. Модельное движение, соответствующие сигналы идеальных гироскопов, подход к исследованию алгоритмов определения ориентации

Работу алгоритма ориентации БИНС можно разбить на три шага:

- вычисление изменения ориентации трехгранника, связанного с БЧЭ, относительно инерциального пространства (быстрое движение);
- вычисление изменения ориентации сопровождающего географического трехгранника с той или иной ориентацией в азимуте относительно инерциального пространства (медленное движение);
- определение взаимной ориентации связанного и географического трехгранников.

Поскольку маневренный ЛА может выполнять интенсивные угловые эволюции, а БЧЭ может совершать высокочастотные угловые колебания, наибольшую сложность представляет именно первый шаг. В связи с этим точное определение параметров ориентации возможно лишь при использовании специальных алгоритмов.

Второй и третий шаги не представляет трудностей, т.к. на шаге 2 рассматривается медленное движение географического трехгранника с угловой скоростью порядка угловой скорости Земли. При данных угловых скоростях любой корректный метод численного интегрирования уравнений Пуассона дает хорошую точность. Это обусловлено тем, что тант интегрирования существенно меньше, чем характерное время изменения правой части уравнений Пуассона, и подтверждается опытом разработки реально функционирующих систем.

На третьем шаге сложение поворотов осуществляется путем перемножения соответствующих кватернионов, что представляет собой формальную арифметическую операцию и также не вызывает трудностей.

Таким образом, для исследования точности алгоритма определения ориентации можно ограничиться рассмотрением быстрого движения связанного трехгранника относительно инерциального. Соответствующее моделирование осуществляется в соответствии с методом, предложенным в [4]. Ниже приводятся основные соотношения, необходимые для моделирования.

Рассматривается движение, при котором блок чувствительных элементов, изображенный на рис. 1 в виде волчка, совершает движение прецессионного типа с параметрами α , Ω . Это движение имитирует эволюцию ориентации объекта, соответствующую маневрам ЛА. На него накладывается коническая вибрация. Угол раствора конуса равен β , частота вибрации ω . Соответствующие углы и угловые скорости также представлены на рисунке 1.

С блоком гироскопических чувствительных элементов (ЧЭ) связан трехгранник e с осями $e_1e_2e_3$, неподвижный трехгранник обозначим o , его оси $o_1o_2o_3$. Связанный трехгранник e по-

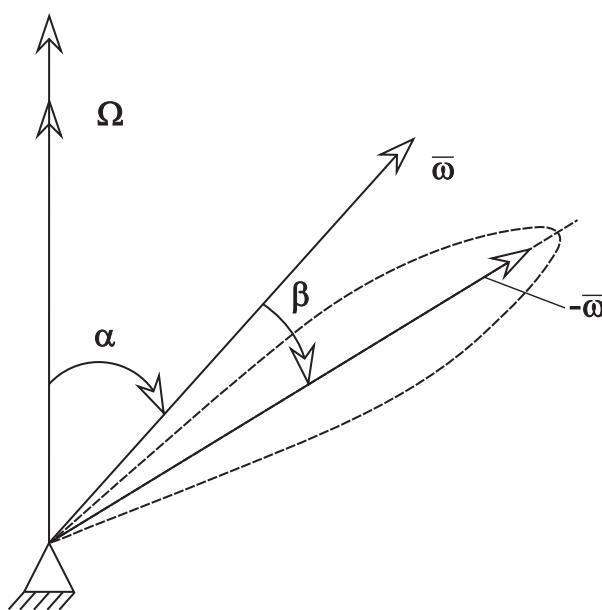


Рис. I Модельное движение

лучается из неподвижного трехгранника o несколькими последовательными поворотами, описанными далее. Промежуточные положения связанного трехгранника обозначим буквами a, b, c, d, e . Повороты следующие:

$$o \xrightarrow[3]{\Omega t} a \xrightarrow[1]{\alpha} b \xrightarrow[3]{\omega t} c \xrightarrow[1]{\beta} d \xrightarrow[3]{-\omega t} e.$$

В данной записи над стрелкой указан угол поворота, под стрелкой – номер оси, относительно которой делается этот поворот. Каждый поворот задается в собственном трехграннике.

Перечисленным поворотам соответствуют кватернионы:

$$\begin{aligned}\Lambda_{oa} &= \left\| \cos \Omega t / 2 \quad 0 \quad 0 \quad \sin \Omega t / 2 \right\|, & \Lambda_{ab} &= \left\| \cos \alpha / 2 \quad \sin \alpha / 2 \quad 0 \quad 0 \right\|, \\ \Lambda_{bc} &= \left\| \cos \omega t / 2 \quad 0 \quad 0 \quad \sin \omega t / 2 \right\|, & \Lambda_{cd} &= \left\| \cos \beta / 2 \quad \sin \beta / 2 \quad 0 \quad 0 \right\|, \\ \Lambda_{de} &= \left\| \cos \omega t / 2 \quad 0 \quad 0 \quad -\sin \omega t / 2 \right\|.\end{aligned}$$

Суммарный поворот соответствует произведению этих кватернионов:

$$\Lambda_{oe} = \Lambda_{oa} \circ \Lambda_{ab} \circ \Lambda_{bc} \circ \Lambda_{cd} \circ \Lambda_{de}. \quad (1)$$

Угловая скорость подвижного трехгранника e в проекциях на его собственные оси имеет вид:

$$\vec{\Omega}^e = \begin{vmatrix} \Omega \sin \alpha \sin \omega t \cos \omega t - [\Omega \sin \alpha \cos \omega t \cos \beta + (\Omega \cos \alpha + \omega) \sin \beta] \sin \omega t \\ \Omega \sin \alpha \sin \omega t \sin \omega t - [\Omega \sin \alpha \cos \omega t \cos \beta + (\Omega \cos \alpha + \omega) \sin \beta] \cos \omega t \\ -\Omega \sin \alpha \cos \omega t \cos \beta + (\Omega \cos \alpha + \omega) \cos \beta - \omega \end{vmatrix}.$$

Сигналы гироскопов, измеряющих интегралы от проекций угловой скорости на ось чувствительности на интервале съема с номером k длительностью τ , удобно записать, используя обозначения:

$$\begin{aligned}
 \int_{k\tau}^{(k+1)\tau} \sin \omega t dt &= \tau \cdot \frac{\sin(\omega\tau/2)}{\omega\tau/2} \sin\left(k + \frac{1}{2}\right) \omega\tau = \tau \cdot q_s ; \\
 \int_{k\tau}^{(k+1)\tau} \sin 2\omega t dt &= \tau \cdot \frac{\sin(\omega\tau)}{\omega\tau} \sin(k+1)\omega\tau = \tau \cdot q_{2s} ; \\
 \int_{k\tau}^{(k+1)\tau} \cos \omega t dt &= \tau \cdot \frac{\sin(\omega\tau/2)}{\omega\tau/2} \cos\left(k + \frac{1}{2}\right) \omega\tau = \tau \cdot q_c ; \\
 \int_{k\tau}^{(k+1)\tau} \cos 2\omega t dt &= \tau \cdot \frac{\sin(\omega\tau)}{\omega\tau} \sin(2k+1)\omega\tau = \tau \cdot q_{2c} .
 \end{aligned} \tag{2}$$

С учетом этих обозначений показания датчиков угловой скорости на k-ом интервале съема представимы в виде:

$$\begin{aligned}
 S_1^e(k) &= 0.5\Omega\tau \sin\alpha (1 - \cos\beta) q_{2s} - (\Omega\tau \cos\alpha + \omega\tau) \sin\beta q_s ; \\
 S_2^e(k) &= 0.5\Omega\tau \sin\alpha (1 + \cos\beta) - 0.5\Omega\tau \sin\alpha (1 - \cos\beta) q_{2c} - (\Omega\tau \cos\alpha + \omega\tau) \sin\beta q_c ; \\
 S_3^e(k) &= \Omega\tau \cos\alpha \cos\beta - \omega\tau (1 - \cos\beta) q_{2s} - \Omega\tau \sin\alpha \sin\beta q_c .
 \end{aligned} \tag{3}$$

Исследование точности каждого алгоритма определения ориентации осуществляется следующим образом:

- задаются параметры движения $\alpha, \beta, \Omega, \omega$, торт съема τ и время движения T ;
- за время T рассчитывается кватернион ориентации Λ_{oe} по точной формуле (1) и кватернион ориентации Λ'_{oe} с помощью исследуемого алгоритма, входной информацией для которого являются показания датчиков угловой скорости (3);
- кватернионам Λ_{oe} и Λ'_{oe} соответствуют углы ориентации, по разностям которых можно судить о точности алгоритма вычисления Λ'_{oe} .

Детали моделирования, включая формулы для расчета углов ориентации, приводятся в следующем разделе.

Отметим, что использование углов ориентации, а не параметров Родрига-Гамильтона, более удобно по причине их большей наглядности.

2. Исследуемые алгоритмы. Моделирование. Результаты

Рассматриваемые многошаговые численные алгоритмы определения ориентации устроены следующим образом. Обозначим через m число шагов алгоритма. Векторы, составленные из интегралов от проекций угловой скорости на оси чувствительности датчиков на каждом шаге съема, обозначим $\vec{S}^e(1), \dots, \vec{S}^e(m)$. По этим величинам определяется вектор конечного поворота $\vec{\phi} = \vec{\phi}(\vec{S}^e(1), \dots, \vec{S}^e(m))$. Функция $\vec{\phi}(\vec{S}^e(1), \dots, \vec{S}^e(m))$ определяется типом исследуемого алгоритма, конкретные выражения для функции $\vec{\phi}$ приводятся ниже. Далее по формуле, связывающей вектор конечного поворота и кватернион поворота

$$\Lambda(k) = 1 - \frac{r}{8} + \frac{r^2}{348} + \left(0.5 - \frac{r}{48} + \frac{r^2}{3840}\right) \vec{\phi}, \text{ где } r = \vec{\phi} \cdot \vec{\phi},$$

определяется кватернион $\Lambda(k)$, соответствующий вектору конечного поворота $\vec{\phi}$, где k – номер такта выдачи параметров ориентации. Длительность такта выдачи параметров ориентации равна $m\tau$.

Пусть $\Lambda_{oe}(k)$ – кватернион, описывающий взаимную ориентацию связанного трехгранника относительно неподвижного на момент времени $k \cdot m\tau$. Тогда имеет место соотношение:



$$\Lambda_{oe}(k) = \Lambda_{oe}(k-1) \circ \Lambda(k).$$

Теперь рассмотрим конкретные алгоритмы. Наиболее простым является одношаговый алгоритм, когда компонентам вектора конечного поворота приравниваются показания датчиков угловой скорости:

$$\varphi_1 = S_1^e(1), \varphi_2 = S_1^e(1), \varphi_3 = S_1^e(1).$$

«1» в скобках указывает, в соответствии с выбранной системой обозначений, что берется информация с первого такта съема.

Среди существующих двухшаговых алгоритмов был рассмотрен алгоритм четвертого порядка аппроксимации. Вектор конечного поворота вычисляется по формуле:

$$\vec{\varphi} = \vec{S}^e(1) + \vec{S}^e(2) + \frac{2}{3} \vec{S}^e(1) \times \vec{S}^e(2). \quad (4)$$

Согласно [2], данный алгоритм имеет наивысший порядок аппроксимации среди всех двухшаговых алгоритмов.

Среди существующих четырехшаговых алгоритмов был рассмотрен алгоритм четвертого порядка аппроксимации. Вектор конечного поворота вычисляется по формуле:

$$\begin{aligned} \vec{\varphi} = & \vec{S}^e(1) + \vec{S}^e(2) + \vec{S}^e(3) + \vec{S}^e(4) + \frac{22}{45} [\vec{S}^e(1) + \vec{S}^e(2)] \times [\vec{S}^e(3) + \vec{S}^e(4)] + \\ & + \frac{32}{45} [\vec{S}^e(1) \times \vec{S}^e(2) + \vec{S}^e(3) \times \vec{S}^e(4)]. \end{aligned} \quad (5)$$

Моделирование работы алгоритмов показало, что медленное движение (с параметрами α, Ω при $2\pi/\Omega \gg \tau$) не оказывается на точности определения параметров ориентации. По этой причине далее приводятся результаты моделирования алгоритмов только на вибрационном движении, т.е. при $\alpha = 0, \Omega = 0$.

Прежде чем приводить результаты моделирования, необходимо объяснить механизм появления ошибки ориентации. Из формулы, выражющей проекции угловой скорости на оси подвижного трехгранника при $\alpha = 0, \Omega = 0$, получаем:

$$\vec{\Omega}^e = \| -\omega \sin \beta \sin \omega t - \omega \sin \beta \cos \omega t \cos \beta - \omega \|^T.$$

При данной угловой скорости блок чувствительных элементов возвращается в исходное положение с периодом $2\pi/\omega$. Если такт съема информации с датчиков угловой скорости велик по сравнению с этим периодом, происходит существенное искажение информации о первых двух компонентах этой угловой скорости, тогда как с третьей компонентой этого не происходит, поскольку она не зависит от времени t . При $\tau \gg 2\pi/\omega$ можно считать, что фактически измеряется угловая скорость

$$\vec{\Omega}'^e = \| 0 \ 0 \ \omega \cos \beta - \omega \|^T,$$

поскольку средние значения первых двух компонент вектора угловой скорости $\vec{\Omega}'^e$ стремятся к нулю при увеличении такта съема τ . Данная угловая скорость соответствует равномерному вращению относительно вертикальной оси, причем за один период $2\pi/\omega$ происходит поворот на угол

$$\Delta\psi = 2\pi(\cos \beta - 1) \approx -\pi\beta^2.$$

Последнее приближенное равенство справедливо, очевидно, при достаточно малых углах β . Величина $|\Delta\psi|$ равна телесному углу, описываемому за период третьей осью, и является характерной величиной ошибки, возникающей при такте съема, сопоставимым с периодом вибрации. Это обстоятельство используется при переходе к безразмерным параметрам.

При этом выполняется следующее. Задается некоторая частота вибрации $f = \omega / 2\pi$. Затем из условия $f \cdot \beta^2 = \text{const}$ (константа одна и та же для всех частот вибрации f) находится соответствующий угол раствора конуса β . После этого по формуле (1) вычисляется точное значение кватерниона поворота Λ_{oe} за время T , и значение кватерниона Λ'_{oe} , получаемого с помощью исследуемого алгоритма определения ориентации по показаниям датчиков угловой скорости (3). Наконец, по формулам

$$\psi = -\arctg \frac{2(\Lambda_{1oe}\Lambda_{2oe} - \Lambda_{0oe}\Lambda_{3oe})}{\Lambda_{0oe}^2 + \Lambda_{2oe}^2 - \Lambda_{1oe}^2 - \Lambda_{3oe}^2};$$

$$\vartheta = \arcsin(2(\Lambda_{2oe}\Lambda_{3oe} + \Lambda_{0oe}\Lambda_{1oe}));$$

$$\gamma = -\arctg \frac{2(\Lambda_{1oe}\Lambda_{3oe} - \Lambda_{0oe}\Lambda_{2oe})}{\Lambda_{0oe}^2 + \Lambda_{3oe}^2 - \Lambda_{1oe}^2 - \Lambda_{2oe}^2},$$

где использованы обозначения $\Lambda_{oe} = \|\Lambda_{0oe} \quad \Lambda_{1oe} \quad \Lambda_{2oe} \quad \Lambda_{3oe}\|$, определяются углы курса, тангла и крена связанных трехгранника относительно неподвижного. По этим же формулам определяются углы $\psi', \vartheta', \gamma'$, соответствующие кватерниону Λ'_{oe} . Разности вычисленных углов $\Delta\psi = \psi' - \psi$, $\Delta\vartheta = \vartheta' - \vartheta$, $\Delta\gamma = \gamma' - \gamma$ характеризуют ошибки определения ориентации.

Анализируя поведение ошибок углов ориентации в зависимости от частоты вибрации, можно судить о точности алгоритма определения ориентации. При этом наиболее наглядным оказывается представление результатов в безразмерных координатах. Вводится параметр $\Delta\psi^* = \pi f \beta^2 T$, представляющий собой характерную величину ошибки ориентации за время T при малых β и при $\tau \gg 2\pi / \omega$. После этого строятся графики зависимостей $\Delta\psi'/\Delta\psi^*$, $\Delta\vartheta'/\Delta\psi^*$, $\Delta\gamma'/\Delta\psi^*$ от $f/f_{выд}$, где $f_{выд} = 1/m\tau$ – частота выдачи параметров ориентации.

Использование безразмерных параметров фактически позволяет охватить все частоты вибрации и тактовые частоты, поскольку ошибки ориентации зависят от отношения этих частот.

В результате моделирования было установлено, что погрешности углов ϑ и γ не имеют тенденций к накоплению при увеличении частоты вибрации и поэтому далее не рассматриваются.

Поведение погрешности угла ψ отражено на рис. 2.

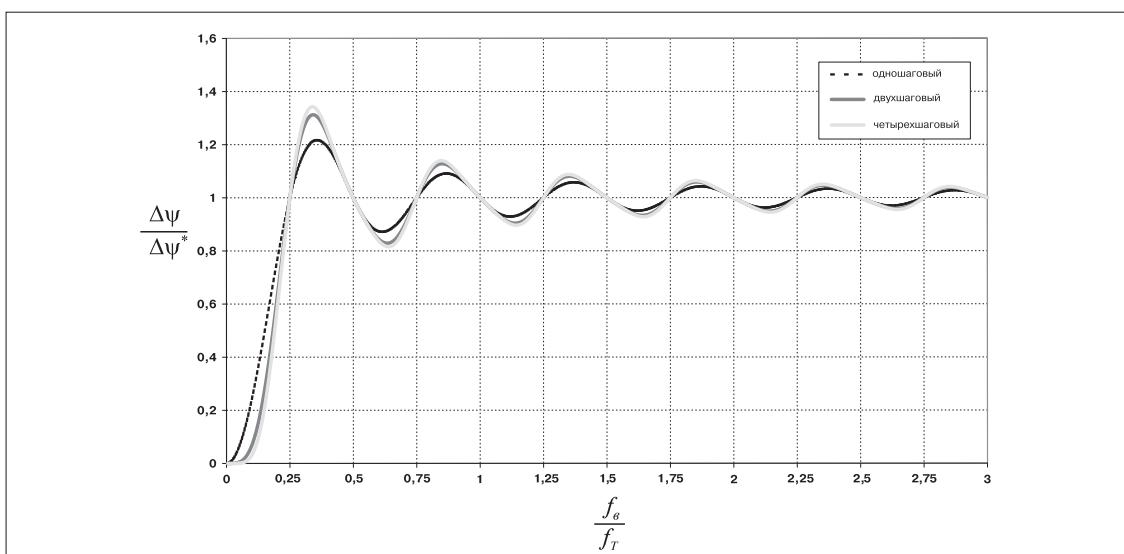


Рис.2 Зависимость погрешности ориентации от частоты вибрации



Из рис. 2 видно предельное поведение ошибки ориентации при увеличении частоты вибрации: она стремится к характерному значению $\Delta\psi^*$.

Рис. 3 представляет наибольший интерес, поскольку позволяет сделать следующие выводы о точности исследованных алгоритмов определения ориентации. Одношаговый алгоритм имеет неприемлемые погрешности даже при низких частотах вибрации. Четырехшаговый алгоритм обладает наилучшей точностью среди рассмотренных алгоритмов. Двухшаговый алгоритм имеет точность, сопоставимую с четырехшаговым алгоритмом при отношении $f/f_{выб} < 0.04$.

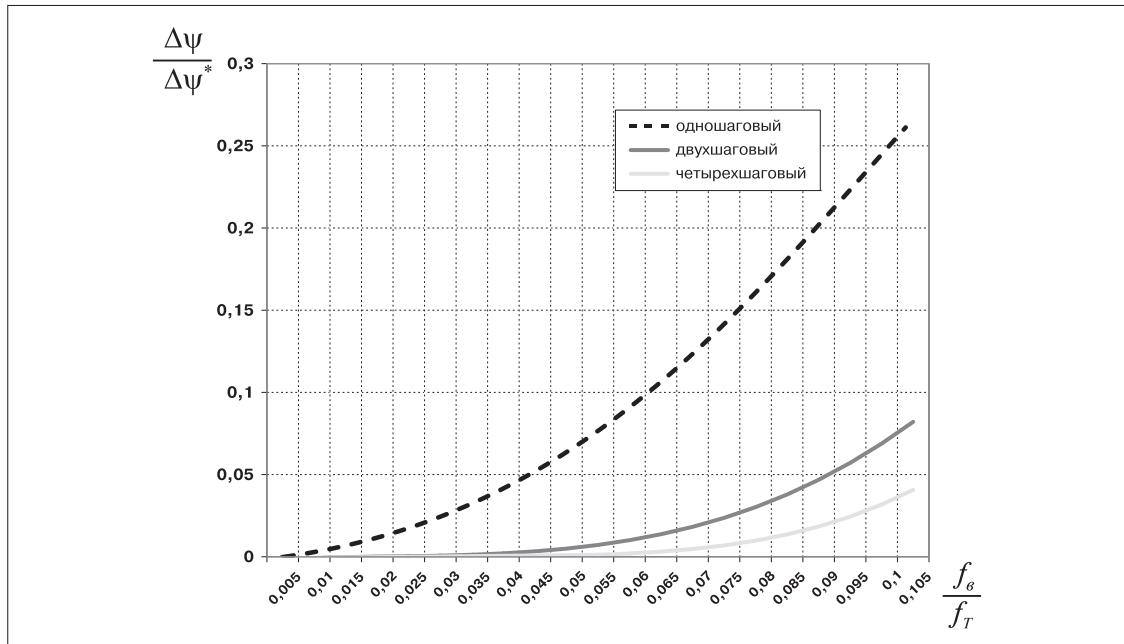


Рис. 3. Начальный участок зависимости, представленной на рис. 2.

Результаты моделирования получены при $f\beta^2 = 10^{-5}$, $f_T = 152$ Гц, $T = 7200$ с

Как видно из формул (4, 5) двухшаговый алгоритм в части вычисления вектора конечного поворота может быть реализован с использованием 18 арифметических операций сложения, вычитания и умножения, тогда как для расчета того же параметра по четырехшаговому алгоритму требуется 51 арифметическая операция. Таким образом, при повышении тактовой частоты использование двухшагового алгоритма позволяет экономить вычислительные ресурсы.

Выводы

При повышении тактовой частоты работы алгоритмов ориентации оказывается возможным использование более простых численных методов интегрирования уравнений Пуассона для быстрого движения. Анализ выбранных алгоритмов на конических движениях показал, что при определенном отношении частоты выдачи параметров ориентации к частоте вибрации существенно более компактный двухшаговый алгоритм имеет точность, сопоставимую с четырехшаговым. При этом использование простейшего алгоритма, в котором показания гироскопов отождествляются с компонентами вектора конечного поворота, оказывается неприемлемым даже при высокой тактовой частоте. Описанная методика может быть использована для исследования других алгоритмов с тем же типом входной информации.

Литература

1. В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. Введение в теорию бесплатформенных навигационных систем. М. Наука, 1992, 280 с.
2. А.П. Панов. Математические основы теории инерциальной ориентации. Киев. Наукова думка, 1995, 279 с.
3. Ю.Н. Челноков. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения, М. Физматлит, 2006, 512 с.
4. Е.Ю. Алексова. Тестирование численного решения уравнений Пуассона, Гирроскопия и навигация, №4 (59), 2007.



УДК 629.735

ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ ТРАФАРЕТА ИНФОРМАЦИОННЫХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ПУЛЬТА УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИИ

*Н.А. КОЗАНКОВА, к.т.н., В.Т. СТРЕЛКОВ, к.т.н.,
Т.П. ТКАЧЕВА, к.т.н., И.А. ОКМЯНСКАЯ,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

В статье предложен метод формульно-логического описания управления служебной информацией (частично и навигационной) для страниц информационного модуля многофункционального пульта управления (МФПУ). Разработан и получен трафарет, единый для всех страниц альбома информации, перерабатываемой вычислительной системой самолетовождения (ВСС).

Вычислительные системы самолетовождения (ВСС) предназначены для формирования информации о местоположении и скорости воздушных судов (ВС) в различных системах координат с использованием различных измерительных, навигационных систем, а также оперативного управления навигационной информацией, построения заданной траектории полета и формирования управляющих сигналов для ее выдерживания. Система ВСС является основным средством взаимодействия бортовой аппаратуры с пилотом.

ВСС представляют собой интегрированную систему, объединяющую вычислитель, МФПУ, аeronавигационную базу данных и базу данных летно-технических характеристик, что позволяет непрерывно обеспечивать экипаж информацией о элементах требуемой траектории полета ВС, его текущее местоположение и формировать управляющие сигналы для системы управления полетом.

При этом МФПУ является основным интерфейсом между экипажем и бортовым оборудованием в режимах автоматического и автоматизированного управления полетом. Это определяет систему ВСС как эргатическую и предъявляет соответствующие требования [1].

МФПУ помимо индикации информации о навигационных параметрах положения самолета, состояниях систем, включенных режимах и параметрах требуемой траектории, обеспечивает возможность оперативного управления параметрами полета, изменениями плана полета, выбором режима коррекции, навигационного режима, режима двигателя и т.д.

Таким образом, задачи, стоящие перед МФПУ, можно разделить на индикационные и индикационно-управляющие.

Для обеспечения перечисленных функций пульт имеет: индикационное табло, цифро-буквенную клавиатуру, блокнотную строку (БС), обеспечивающие набор и ввод данных, изменение содержания страницы (информационного модуля) с помощью управляющих, режимных, сервисных кнопок, кнопок выбора строки, и управляющих возможностей, предоставляемых вычислителем МФПУ (цвет, шрифт, размер).

В качестве примера рассмотрим многофункциональный пульт управления и индикации CDU-6200 системы FMS-6100 фирмы Collins, представленный на рис. 1.



Рис. 1 Многофункциональный пульт управления и индикации

Количество страниц в современных МФПУ (например, ВСС-100, разрабатываемая в ОАО «МИЭА» на базе CDU-6200 системы FMS-6100 фирмы Collins, пульт MCDU системы Pegasus фирмы Honeywell, пульт фирмы Universal) составляет более 100.

Особенностью технологического процесса проектирования МФПУ является участие нескольких исполнителей в разработке информационных модулей, в силу чего возникают различия в созданном продукте. Это влечет за собой и различные подходы к отладке и испытаниям ВСС. Все это увеличивает сроки выполнения работы и сертификации изделия.

В связи с этим в данной работе рассматривается задача разработки типового информационного модуля, состоящая в том, чтобы вся разнообразная информация, представляемая на модуле, была составлена по единому правилу: с учетом функциональных задач и конструктивных характеристик.

Для решения поставленной задачи была выделена вся служебная информация и проанализирована ее иерархия для режимов полета ВСС (предполетная подготовка и полет).

К служебной информации при этом было отнесено: имя, номер кадра, название индицируемого параметра, имена дополнительных функциональных задач, с учетом требований [1] к информационной составляющей информации, а именно, размер вводимого и выдаваемого шрифта и тип алфавита.

На схеме рис. 2 приведена иерархия служебной информации и показано отличие индикационных и индикационно-управляющих задач.

Анализ информационных модулей МФПУ позволил выделить два типовых вида: символьные и цифро-символьные (рис.3, 4).

Исходя из геометрических размеров рассматриваемого пульта (ширины, высоты и формата дисплея, выражющегося в количестве строк и столбцов), была разработана матрица информационного модуля. Матрица имеет вид:

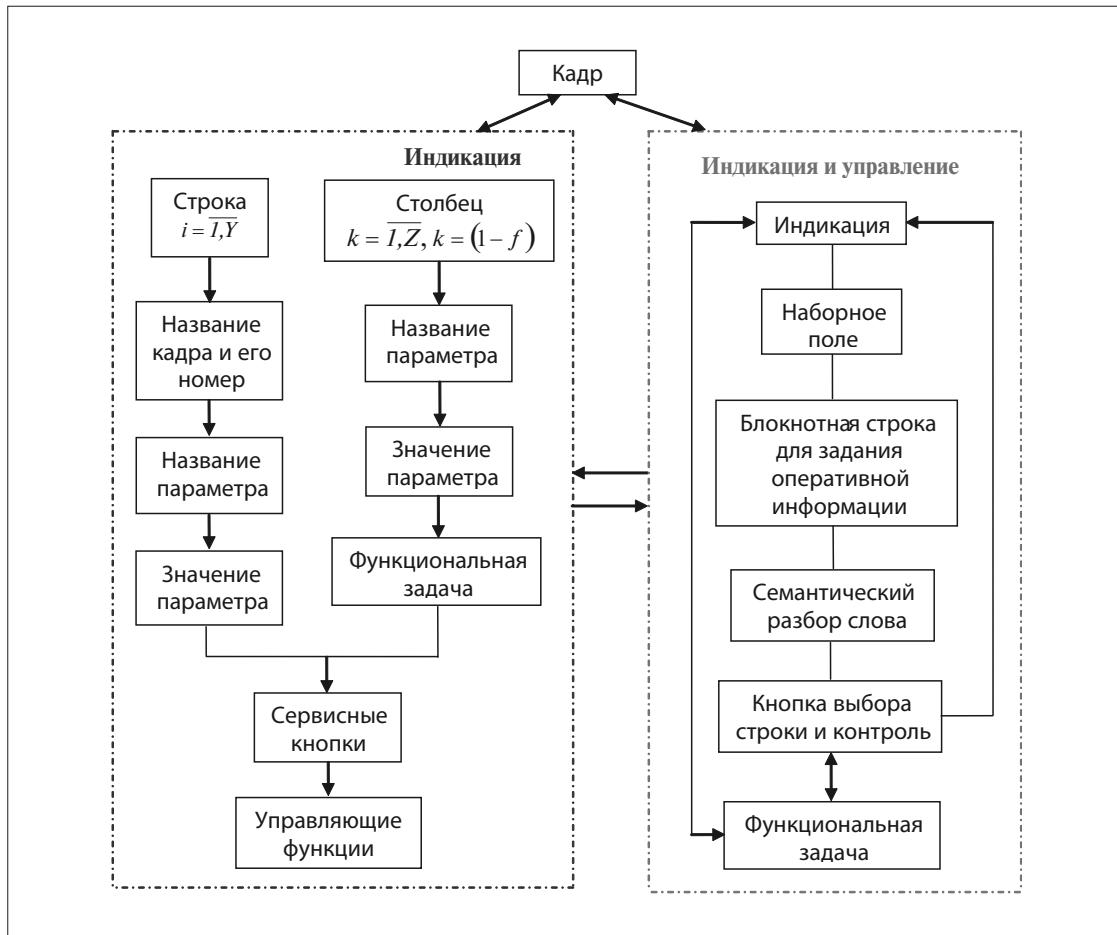


Рис.2 Иерархия служебной информации



Рис.3 Символьная страница информационного модуля

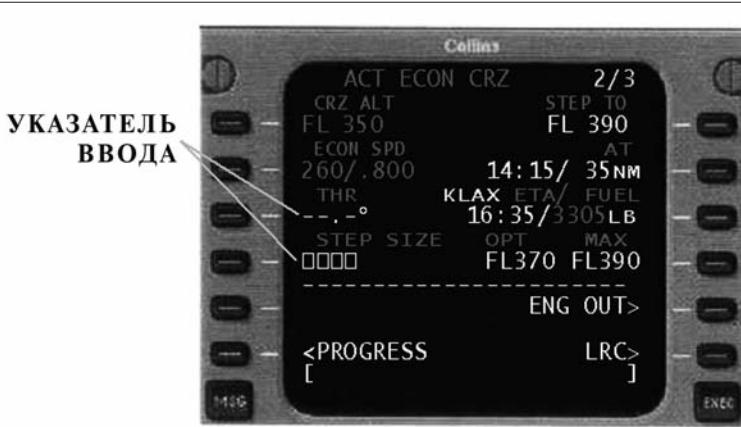


Рис.4 Цифро-символьная страница информационного модуля

$$\Lambda \equiv \begin{pmatrix} \lambda_{00} & \lambda_{01} & \lambda_{02} & \lambda_{03} & \dots & \lambda_{020} & \lambda_{021} & \lambda_{022} & \lambda_{0k} \\ \lambda_{10} & \lambda_{11} & \lambda_{12} & \lambda_{13} & \dots & \lambda_{120} & \lambda_{121} & \lambda_{122} & \lambda_{1k} \\ \cdot & \cdot \\ \lambda_{i0} & \lambda_{i1} & \lambda_{i2} & \lambda_{i3} & \dots & \lambda_{i20} & \lambda_{i21} & \lambda_{i22} & \lambda_{ik} \end{pmatrix} \equiv [\lambda_{ik}] ,$$

где i – строка ($i = \overline{0, Y}$, например, для ВСС-100 $Y = 15$),

k – столбец ($k = \overline{0, Z}$, например, для ВСС-100 $Z = 24$),

λ_{ik} – знакоместо в строке символьной и цифро-символьной страницы информационного модуля.

Анализ содержащейся информации двух типов модулей показывает, что вся она представляется на двух сторонах с правилами разграничения по количеству столбцов, учитывая при этом коэффициент заполнения информационного модуля в соответствии с требованиями по эргономике и строк, одинаковых для информационных модулей, в которых не располагается навигационная информация. Это – строки с называнием информационного модуля, БС, строка сообщения и разграничительная строка.

Таким образом получена формула для расчета допустимого количества символов строки, исходя из левой и правой частей матрицы информационного модуля, с учетом величины представляемого числа и его размерности.

Для левой части матрицы формула имеет вид:

$$\lambda_{ik}^L = \Lambda^1 \left[\lambda_{ik} \right] \rightarrow \Lambda^1 \left[\lambda_{\overline{Y, 0}, \overline{(Z - 1)}} \right] ,$$

где λ_{ik} – число элементов матрицы;

$\Lambda^1[\lambda_{ik}]$ – левая часть матрицы;

$k = \overline{0, \left(\frac{Z}{2} - 1 \right)}$, Z – общее количество знакомест в строке;

$i = \overline{0, Y}$, Y – общее количество строк.



Для правой части матрицы формула имеет вид:

$$\lambda_{ik}^{\Pi} = \Lambda^2 \left[\lambda_{ik} \right] \rightarrow \Lambda^2 \left[\lambda_{Y; \overline{(Z/2+1)}, Z} \right],$$

где $\Lambda^2[\lambda_{ik}]$ – правая часть матрицы;

$$k = \overline{\left(\frac{Z}{2} + 1 \right), Z}, i = \overline{0, Y}.$$

На основании ТЗ на МФПУ выбирается тип и величина алфавита наборного поля (обычно по умолчанию задается крупными буквами белого цвета), а индицировать введенную с БС информацию в зависимости от ее функционального назначения необходимо различным размером и цветом. Это также является задачей формирования типовых информационных модулей и относится к функциям служебной информации.

Исходя из формата дисплея, определяется допустимое количество символов, которое может быть набрано на БС, и при этом учитывается, что на ней может быть набрано не одно слово.

Формула расчета допустимого количества символов для вводимых в блокнотную строку слов при условии равного числа символов в слове:

$$\lambda_{ik}^{BC} = \frac{[Z^{BC} - 2k_{opr}]}{m} - (m-1)k_{служ.},$$

где $k_{служ.}$ – служебный символ-разделитель для каждого слова (в ВСС-100 слеш);

m – допустимое количество вводимых слов;

k_{opr} – специальные символы-ограничители;

Z^{BC} – максимальное число знакомест на блокнотной строке.

Выбираемые конструктором пульта возможности придавать отличительные характеристики индицируемому параметру (палитра цветов, величина шрифта, мигание, подчеркивание, указатель необходимости ввода) относятся к служебной информации и используются с учетом соответствующих правил.

Использование палитры цветов подчиняется правилам индикации в соответствии с нормативными документами [1]; применение величины шрифта производится с помощью семантического разбора, который предполагает определение сокращений перевода из больших букв наборного поля в мелкий шрифт при индикации, если это не имена.

Мигание, подчеркивание, указатель необходимости ввода, определяются на основе ранжировки информации вводимой, рассчитывающейся, указывающей экипажу на предстоящее изменение ранее заданного навигационного параметра.

Для автоматизации разработки трафарета (т.е. программной реализации матрицы) типовых видов информационных модулей с учетом конструктивных особенностей формата дисплея и предоставляемых вычислителем МФПУ возможностей, в работе предполагается использовать многопараметрическую характеристическую функцию, описывающую параметр служебной информации и связанную с координатами матрицы [4].

$$A = a_i / \phi(a_{m.c.d.}) \in Am \wedge Ac \wedge Ad\dots,$$

где m, c, d – характеристические свойства навигационного или служебного параметра, позволяющие определить соответствующее множество;

A – конечное множество всей индикационной информации;

φ – многопараметрическая функция.

Характеристические свойства одновременно являются функциями параметров матрицы информационного модуля.

Параметры и их наименования распределяются по страницам МФПУ упорядоченно на основании критериев достоверности и времени отклика [2]. Дополнительные функциональные задачи, объединенные единой кнопкой INDEX, распределяются по страницам МФПУ упорядоченно на основании показателя загруженности пилота и качества выполнения целевой задачи, частоты и статуса использования [3].

Применение предлагаемой технологии проектирования типовых трафаретов для модулей пульта позволяет разработать формульно-логическое описание управления служебной информацией, частично и навигационной, разработать программу и получить трафарет, единый для всех страниц альбома информации перерабатываемой ВСС. Вид трафарета представлен на рис. 5.



Рис.5 Трафарет информационного модуля

Создание единого трафарета информационного модуля позволило сократить время разработки, отладки ПМО пульта и время проведения сертификации.

Литература

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – ЛИИ им. Громова. – 1994.
2. Гавриленко Ю.В., Стрелков В.Т. Численный критерий оценки значимости навигационной информации, «Навигация и управление движением». – Материалы докладов VII конференции молодых ученых. – СПб.: ГЦН РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2006.
3. Козанкова Н.А. Формализация управляющих сигналов МФПУ и подготовка к созданию трафарета страницы кадра – «Авиакосмическое приборостроение». – 2008. №2.
4. Матвеевский С.Ф. Основы системного проектирования комплексов ЛА. – М.: Машиностроение, 1987.



УДК 629.7.051-52

ПУТИ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ НА ЭТАПЕ ВЗЛЕТА

М.Г. ГЛУБОКАЯ,

ФГУП ГНЦ ЦАГИ имени проф. Н.Е. Жуковского

В статье проведен анализ достоинств и недостатков существующих на сегодняшний день разработок в области безопасности пассажирских самолетов на этапе взлета. Изложено описание методов контроля взлета и рассмотрены виды индикации. Показано, что основной причиной отсутствия внедрения рассмотренных разработок является их низкая надежность. Предложен новый оригинальный метод контроля взлета, в котором контролируемым параметром является функция «эффективная взлетная масса», а также вариант формата отображения информации экипажу о приемлемости процесса взлета.

В 1980-х годах в мире остро обозначилась проблема безопасности полета самолетов на этапе взлета в связи с рядом авиационных происшествий на данном этапе. Исследование причин данных авиационных происшествий выявило ряд скрытых проблем, возникающих при пилотировании самолета на этапе взлета. Основной является проблема принятия экипажем правильного решения о продолжении или прекращении взлета. Решить проблему с помощью существующих в то время средств не было возможным, ввиду того, что как современное оборудование самолетов, так и требования к контролю процесса взлета предусматривали контроль только за скоростью самолета. Стало очевидным, что помимо критерия скорости принятия решения необходимо использовать дополнительный критерий контроля темпа разбега. В связи с обозначившейся проблемой в ведущих зарубежных и отечественных авиационных организациях, таких как NASA, Boeing, Aerospatiale, НИИАО, ЛИИ им. Громова начали проводиться интенсивные исследования, направленные на разработку систем контроля взлета. Были разработаны комплексы алгоритмов, основной целью которых являлось раннее обнаружение критических ситуаций на этапе взлета и осуществление соответствующей информационной поддержки экипажа.

Обзор существующих в мире разработок по тематике контроля взлета

Наиболее интенсивные и длительные исследования проводились NASA совместно с фирмой Boeing в период с 1984 по 1994 годы. Их разработка получила аббревиатуру **TOPMS** (**T**ake-**O**ff **P**erformance **M**onitoring **S**ystem)[1]. Планировалось, что результатом совместных исследований будет являться рабочий прототип TOPMS, установленный на борту самолета Boeing 777 [2].

Алгоритм TOPMS состоит из предполетной и полетной частей. В предполетной части алгоритма производится математическое моделирование с целью определения номинальной зависи-

мости продольного ускорения самолета от скорости, исходными данными для которого служат взлетная масса самолета, его центровка, а также ожидаемые параметры окружающей среды и информация о состоянии взлетно-посадочной полосы (ВПП) аэродрома вылета. Также определяются номинальные значения EPR* двигателей и дистанций достижения скорости принятия решения (V_1) и скорости подъема передней опоры шасси (V_2). Полетная часть алгоритма задействуется в момент установки летчиком рычага управления двигателем (РУД) во взлетный режим.

Полетная часть алгоритма TOPMS включает в себя функции определения текущего положения самолета на ВПП, прогноза и оценки дистанции достижения скорости V_2 , контроль EPR двигателей, контроль и оценку текущего ускорения на разбеге, а также принятие решения о прекращении или продолжении взлета. Неотъемлемой частью полетной части алгоритма TOPMS является коррекция номинальной зависимости продольного ускорения, полученной в предполетной части, по фактическому сигналу продольного ускорения (рис. 1). Данная коррекция производится единожды в начале разбега в предположении, что фактический коэффициент трения качения отличается от коэффициента, принятого при расчете номинальной зависимости. Степень коррекции определяется разницей между номинальным значением продольного ускорения в момент коррекции и значением измеренного в этот момент сигнала, принимаемым за эталонное. В результате коррекции график номинальной зависимости продольного ускорения от времени смещается параллельно самому себе (рис. 1), и дальнейшее сравнение сигнала продольного ускорения происходит именно со скорректированной номинальной зависимостью. В алгоритме также производится коррекция продольной составляющей скорости ветра после того, как измерительные системы начинают выдавать достоверное значение приборной скорости [1].

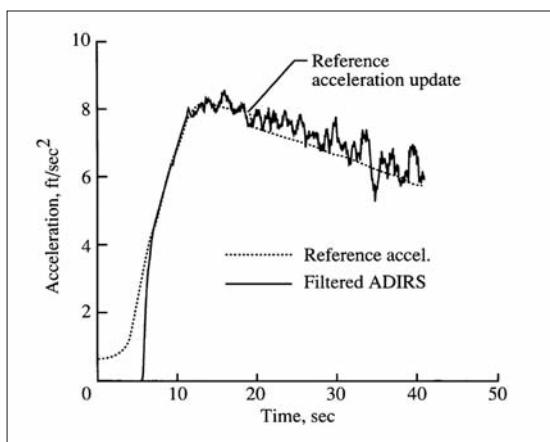


Рис. 1 Настройка номинальной зависимости продольного ускорения, используемой TOPMS в качестве критерия приемлемости взлета, по измеряемому сигналу продольного ускорения

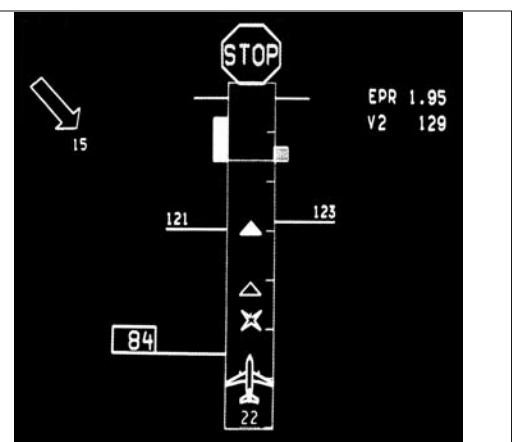


Рис. 2 Индикация TOPMS в случае отказа двигателя при взлете с пониженной тягой

Решение о прекращении взлета TOPMS принимает в следующих случаях:

- отказ одного из двигателей на скорости, меньшей V_1 ;
- отказ обоих двигателей;

* EPR (Engine Pressure Ratio) – степень повышения давления в компрессоре двигателя – параметр, определяющий величину удельной тяги двигателя. Двигатели зарубежного производства оборудованы датчиками, измеряющими значение EPR в полете.



- прогнозируемая дистанция достижения скорости V_2 превышает допустимую величину;
- сигнал продольного ускорения находится вне допуска более назначенного числа раз (за допуск принят $\pm 10\%$ -й коридор относительно скорректированной номинальной зависимости продольного ускорения).

Для отображения экипажу информации о текущем взлете был разработан оригинальный формат индикации, для отображения которой на этапе от старта до отрыва самолета отводится вся площадь дисплея навигационной обстановки. Индикация представляет собой символьное изображение ВПП («вид сверху»), на которое и вокруг которого нанесены символ «самолет» и другая подвижная и неподвижная символьная информация (рис. 2). Посредством данной индикации экипаж получает информацию о длине ВПП, о текущем положении самолета на ВПП, о значениях EPR двигателей. Кроме этого, на индикацию выводится несколько символов, посредством которых передаются прогнозируемые местоположения самолета на ВПП. Именно по прогнозной символике экипаж получает представление о степени отклонения фактических разгонных свойств самолета от номинала. В случае возникновения недопустимых отклонений от нормы на дисплей выводится сигнальная символика в верхней части дисплея: красный восьмиугольник с надписью «STOP» внутри — в случае рекомендации TOPMS прекратить взлет (рис. 2) или желтый треугольник — в случае рекомендации продолжить взлет.

TOPMS прошла стендовые и летные испытания. В стендовых испытаниях в основном отрабатывался вид индикации TOPMS. Основное замечание летчиков касалось неудобства восприятия информации TOPMS ввиду того, что приходится одновременно наблюдать и за внешней обстановкой через лобовое стекло, и за дисплеем TOPMS, который требует к себе много внимания из-за обилия на нем информации. Вследствие высказанных летчиками замечаний было принято решение дублировать информационную картинку TOPMS индикацией на лобовом стекле, сократив при этом количество информации [1].

Летные испытания TOPMS (1988 г.) проводились на летающей лаборатории (ЛЛ) NASA, созданной на базе самолета Boeing 737 [1]. В результате летных испытаний планировалось оценить работу TOPMS в реальных условиях полета, например, насколько точно TOPMS может спрогнозировать место остановки самолета при прерывании взлета на больших скоростях. Однако ввиду проведения технического обслуживания и плановой модернизации ЛЛ, выпавших именно на период летных испытаний, их программа была существенно сокращена. Тем не менее, было произведено 85 взлетов (в том числе 30 прерванных) с имитацией различных вариантов взлета — с пониженной тягой двигателей, пониженным темпом нарастания скорости разбега, отказом двигателя и т.д. Все испытания проводились только на сухой бетонной ВПП, в температурном диапазоне 4–29°C, при различных значениях взлетной массы самолета [1].

В октябре 1989 г. NASA провела по теме TOPMS семинар, в котором приняли участие представители заводов, авиакомпаний и различный авиационных фирм. Несмотря на положительные оценки летчиков-испытателей, оценка эксплуатантов была неоднозначной. Первым поводом, вызывающим беспокойство, было то, что внезапное появление на дисплее сигнальных символов может быть воспринято экипажем как команда, а не как рекомендация. Вторым поводом, вызывающим беспокойство, было то, что прогнозируемое место остановки самолета не может быть точно оценено из-за непредсказуемости всех влияющих на него параметров [3]. Также не было до конца ясно, каким образом TOPMS сможет компенсировать недостаток информации о ветре и состоянии ВПП. Поэтому эксплуатанты высказали опасе-

ние, что установленная на борт лайнеров TOPMS принесет больше вреда, чем пользы, так как будет излишне отвлекать пилотов и сбивать их с толку [2].

С учетом замечаний, высказанных на семинаре, были проведены дополнительные стендовые испытания (1991–1992 гг.), акцент в которых был сделан на доработку формата индикации TOPMS. В результате исследователи так и не пришли к единому решению относительно вида индикации, но не это явилось главной проблемой. Несмотря на положительную оценку всех летчиков-испытателей, принимавших участие в проекте TOPMS, эксплуатанты продолжали относиться к ней с недоверием. Обоснованными были требования к достоверности работы системы, так как частые ложные срабатывания, допускаемые ею, сводили на нет всю пользу от ее работы. Поэтому позиция, высказанная эксплуатантами, была действительно обоснованная, и решить эту задачу оказалось не так просто, как могло показаться исследователям. TOPMS должна быть основательно доработана, прежде чем она может быть внедрена на рейсовых самолетах [3]. В конечном итоге фирма Boeing отказалась от внедрения TOPMS на борт Boeing 777 ввиду непрактичности системы [2, 3].

Еще одна разработка – ATOMS (Advisory Take-Off Monitoring System) принадлежит французской фирме Aerospatiale, входящей в компанию Airbus. К сожалению, в открытой литературе нет описания алгоритма ATOMS, упоминается лишь то, что при оценке динамики разбега происходит сравнение «реального» самолета с его «теоретическим» аналогом [4]. Однако подробно описана индикация системы и программа стендовых экспериментов.

Для отображения экипажу информации о текущем взлете используются одновременно как дисплей навигационной обстановки, так и командно-пилотажный индикатор (КПИ) [4] (рис. 3, 4). Индикация ATOMS на дисплее навигационной обстановки, подобно индикации TOPMS, занимает всю площадь дисплея, и также представляет собой символьное изображения ВПП и движущегося по ней самолета. Однако по сравнению с TOPMS символов здесь значительно меньше. На КПИ информация ATOMS размещена на шкале индикатора скорости в виде ползункового индикатора (рис. 3а, 4а).

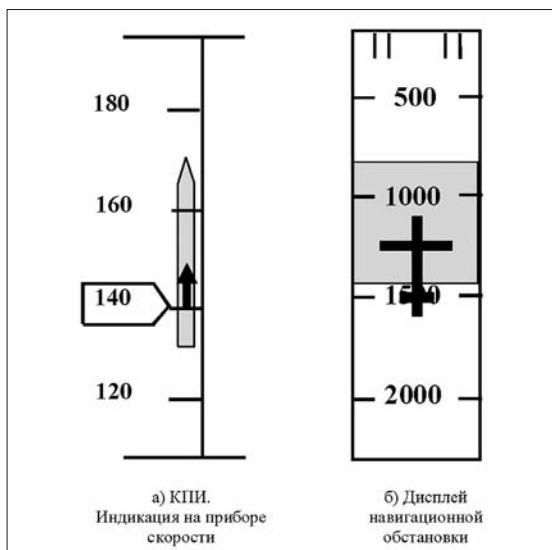


Рис.3 Индикация ATOMS в случае нормального темпа разбега

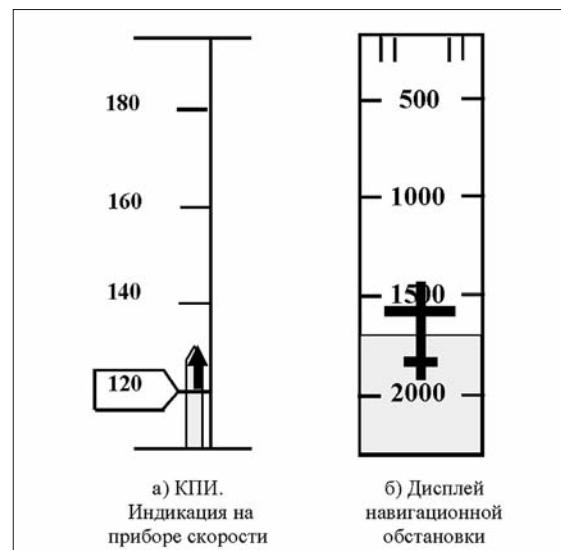


Рис. 4 Индикация ATOMS в случае пониженнего темпа разбега



В случае если ATOMS оценивает темп разбега как нормальный, ползунковый индикатор на КПИ и подвижная зона на навигационном дисплее имеют зеленый цвет (рис 3). При этом нижний край зеленого ползункового индикатора соответствует минимально допустимой скорости (рис. 3а), а нижний край зеленой зоны (рис. 3б) – наименьшему допустимому расстоянию от начала ВПП соответственно которые, должен иметь самолет для безопасного взлета. Верхний край зеленого ползункового индикатора соответствует максимальной безопасной скорости начала торможения в случае прерванного взлета, а верхний край зеленой зоны – наиболее удаленной от начала ВПП точке, начав торможение в которой, возможно будет остановить самолет в пределах ВПП.

Если темп разбега ниже минимально допустимого, то зеленая символика на обоих индикаторах сменяется желтой, причем положения верхних краев желтых элементов несут в себе ту же информацию, что и положения нижних краев зеленых элементов в случае нормального темпа разбега. Нижние края желтых элементов жестко связаны с началом шкал, т.е. не информативны (рис. 4). Рекомендательная информация о необходимости прекратить или продолжить взлет, в отличие от идеологии TOPMS, не выводится.

В 1997 году Aerospatiale совместно с датским исследовательским центром Riso National Laboratory провели стендовые испытания ATOMS с участием линейных летчиков. Целью исследований являлось получение оценки влияния ATOMS на принимаемые экипажами решения по прекращению и продолжению взлета. В экспериментах было задействовано оборудование, позволяющее отслеживать направление взгляда каждого из пилотов, посредством которого оценивали, насколько ATOMS изменяет распределение внимания экипажа [4].

В ходе экспериментов имитировалось несколько разнообразных сценариев взлета, в том числе взлеты с пониженным темпом. Необходимо было проверить две выдвинутые исследователями гипотезы:

– «Гипотеза 1»: Количество принимаемых пилотами правильных решений по продолжению взлета с поддержкой ATOMS больше, чем без поддержки ATOMS.

– «Гипотеза 2»: Количество принимаемых пилотами правильных решений как по продолжению взлета, так и по его прекращению без поддержки ATOMS меньше, чем с поддержкой ATOMS.

В результате эксперимента «Гипотеза 1» была опровергнута, т.е. в целом по всем сценариям не обнаружилось статистически значимого различия между количеством принятых решений по продолжению взлета и количеством принятых решений по прекращению с поддержкой ATOMS и без нее. Более того, количество принятых решений по продолжению взлета с поддержкой ATOMS оказалось даже меньше, чем без поддержки ATOMS. Однако в каждом конкретном сценарии влияние ATOMS на принимаемые экипажами решения оказалось гораздо более заметно. Важно, что в случаях, когда разбег осуществляется с низким темпом, все принятые экипажем решения с поддержкой ATOMS оказались по прекращению взлета, в то время как без поддержки ATOMS все решения были приняты по продолжению взлета. Таким образом, в результате экспериментов было доказано, что польза ATOMS является очевидной в тех случаях, когда экипаж не может самостоятельно распознать факт критически низкого темпа разбега. Именно благодаря ATOMS в подобных случаях были приняты правильные решения по прекращению взлета, в то время как в таких случаях без информационной поддержки даже при обнаружении пониженного темпа экипаж обычно принимает решение по продолжению взлета [4].

По словам разработчиков ATOMS, самое важное требование, которому должна отвечать ATOMS – это надежность принимаемых решений. Только при данном условии использование ATOMS на борту себя оправдывает. Для обеспечения надежной работы ATOMS необходимо, чтобы, во-первых, сам алгоритм был точным, и, во-вторых, исходная информация была достоверной. Разработчики также опасаются, что внедрение ATOMS не может полностью исключить влияние человеческого фактора, а может перевести проблему с одного уровня на другой, породив иные проблемы. Например, при вводе исходных данных в систему пилотом могут быть допущены ошибки или опечатки. Поэтому есть идея минимизировать вмешательство оператора на этапе ввода исходных данных путем поступления данных о взлетной массе и условиях окружающей среды непосредственно из бортовых или наземных измерительных средств.

Есть сведения, что ATOMS включена в состав системы самолетовождения нового самолета A380, разработанного компанией Airbus.

Разработка, получившая аббревиатуру **TOPM (Take-Off Performance Monitor)**, принадлежит двум университетам – Мальтийскому и Кранфилд (Англия).

Алгоритм TOPM заключается в прогнозе дистанции достижения скорости V_1 [5], осуществляя трижды за время разбега – в момент старта (этап 1), в момент прохождения самолетом четверти (этап 2) и половины (этап 3) пути до скорости V_1 . TOPM прошла летные испытания на летающей лаборатории Jetstream-100, целью которых являлась оценка точности прогноза. Информация о характеристиках разбега во время летных испытаний экипажу не предоставлялась. Точность прогноза оценивалась путем сравнения прогнозируемой дистанции достижения V_1 и величины пройденного самолетом пути. В ходе летных испытаний было произведено более 50 взлетов, из которых 10 – так называемых ролинг-стартов. Испытания проходили в широком диапазоне условий окружающей среды, однако в условиях сильно загрязненной ВПП испытания не проводились [5]. За V_1 была принята не воздушная скорость, а путевая скорость ввиду существенной погрешности, вносимой случайной составляющей ветра в величину прогнозируемой дистанции достижения V_1 [5].

В результате проведенных летных испытаний TOPM величины ошибок прогноза составили: не более 15 м и 10 м – на этапах 2 и 3 соответственно. Исследователи оценивают, что полученные величины ошибок прогноза являются вполне приемлемыми, поскольку они удовлетворяют нормативным требованиям стандарта Aerospace Standard AS8044* [5].

Американским техническим университетом (шт. Теннесси) разработан и запатентован контроллер взлета, получивший название **Takeoff And Performance Monitor** [7]. Преимуществом контроллера по отношению к другим разработкам, по мнению авторов, являются его автономность (для его подключения требуется лишь источник питания с напряжением 12 В или 24 В) и независимость выполняемых контроллером расчетов от величин, содержащихся в руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) самолета. Авторы оценивают свою разработку как гораздо более успешную, чем разработку NASA [7].

Основными величинами, определяемыми контроллером, являются:

* Один из стандартов, разработанных в SAE (Society of Automotive Engineers) – общество, в состав которого входят инженеры, бизнесмены, преподаватели и студенты из более чем 97 стран мира, имеющие отношение к любому виду транспорта. В 1987 г. в SAE разработан стандарт на TOPM, определяющий минимальные требования к аппаратуре, дисплеям, а также испытаниям TOPM [6].



- «acceleration ratio» – отношение значений фактического и номинального продольного ускорения самолета;
- «REFERENCE distance» – дистанция, определяемая путем двойного интегрирования продольного ускорения, получаемого до вылета;
- «ROLL distance» – пройденный самолетом путь, определяемый путем двойного интегрирования сигнала ускорения на разбеге;
- «LIVE distance» – прогнозируемая дистанция достижения контрольной скорости разбега, получаемая путем суммирования «ROLL distance» и прогнозируемой в текущий момент «REFERENCE distance».

В качестве критерия принятия решения о прекращении/продолжении взлета авторы предлагают критерий, основанный на контроле величин «acceleration ratio» и «LIVE distance». Так, в случае если величина «acceleration ratio» менее 0,9, необходимо прекратить разбег [7].

Во время взлета экипажу выводится таблица, где в соответствующих полях находятся численные значения «ROLL distance», «LIVE distance» и «REFERENCE distance», а также графическое отображение величины «acceleration ratio» в виде временной зависимости.

В 1980-х годах в целях повышения безопасности эксплуатации транспортных самолетов на этапе взлета специалистами НИИАО (г. Жуковский) было предложено включить в состав бортового оборудования **информационно-измерительную систему контроля разбега (СКР)** [8]. Поскольку уже в то время в мире существовало множество предложений по принципам построения СКР, то специалистами НИИАО было решено не разрабатывать принципиально новую СКР, а выбрать из существующего множества наилучшую разработку с точки зрения технико-экономических показателей эффективности работы СКР и разработать ее аналог для внедрения на борт самолетов.

Для выбора наилучшего типа алгоритма была разработана методология определения технических требований к показателям достоверности контроля параметров разбега. В ее основу был положен критерий (Неймана-Пирсона) минимизации вероятности пропуска системой опасной ситуации при заданной вероятности ложного срабатывания. Для обоснования выбора заданной вероятности ложного срабатывания был использован показатель Байеса, который позволяет рассчитать суммарные эксплуатационные затраты на проведение контроля, обусловленные как затратами на техническое обслуживание самой системы контроля, так и потерями от последствий возможных ошибочных решений [8].

В результате сравнительного анализа алгоритмов по разработанной методике наилучшим с точки зрения как полноты контроля параметров движения самолета, так и технико-экономических показателей был признан алгоритм, осуществляющий контроль одновременно продольного ускорения, скорости и дистанции достижения заданной скорости. Принцип работы такой СКР состоит в следующем. По информации от штатных бортовых датчиков продольной перегрузки, угла тангажа и приборной скорости цифровой вычислитель вычисляет параметры продольного ускорения, путевой и воздушной скоростей, пройденного по ВПП расстояния и прогнозируемой по этим параметрам дистанции достижения заданной скорости. Данные параметры сравниваются с назначенными соответствующими контрольными допусками, введенными перед вылетом в бортовой вычислитель. В случае обнаружения до момента прохождения координат точки принятия решения недопустимого превышения прогнозируемой дистанцией своего контрольного допуска, вычислитель формирует сигнал предупрежде-

ния экипажа и командный сигнал запрещения взлета. Величина контрольного допуска в процессе выполнения взлета корректируется в зависимости от отклонения текущей продольной составляющей скорости ветра от величины, принятой и введенной перед вылетом [8].

Для выдачи рекомендаций экипажу разработан индикатор на штатном указателе приборной скорости в виде дополнительного подвижного указателя, который отображает минимально допустимую скорость, вычисляемую как функцию разности между прогнозируемой дистанцией достижения заданной скорости и ее допуском. Если прогнозируемая дистанция не превышает допуск, указатель демонстрирует экипажу возможность успешного завершения взлета. В противном случае выдается рекомендация взлет прекратить. При переходе на режим прерванного взлета СКР формирует и выдает экипажу величину максимально допустимой скорости в зависимости от расстояния, оставшегося до конца располагаемой дистанции прерванного взлета, что дает экипажу самолета дополнительную возможность контролировать процесс прерывания взлета и обоснованно принимать решения о необходимости использования экстренных средств торможения [8].

Выбранный алгоритм прошел стендовые и летные испытания (на самолете Ил-62 в ЛИИ) при участии ведущих фирм авиационной промышленности. Алгоритм СКР был адаптирован для самолетов Ту-204, Ту-214 и Ил-96-300 в соответствии с исходными данными этих самолетов. Был проведен первый этап испытания СКР на натурном стенде самолета Ил-96-300. В результате алгоритм СКР был включен в бортовой комплекс пилотажно-навигационного оборудования самолетов Ту-204 и Ту-214. Однако работа не была завершена в связи с прекращением государственного финансирования в период тяжелого экономического кризиса, в котором оказался бывший СССР.

С 2003 года в ЛИИ им. Громова проводились исследования по созданию **системы экспертизы поддержки экипажа на режиме разбега** [9]. Алгоритм системы состоит из предполетной и полетной частей. Предполетные расчеты выполняются непосредственно перед взлетом. Они включают в себя расчет прогнозируемых дистанций и времени достижения скоростей V_1 и $V_{\text{П.СТ}}$, а также допуска на дистанцию достижения скорости $V_{\text{П.СТ}}$. Допуск определяется по номограммам РЛЭ, только расчет выполняется методом «обратного хода», когда, в отличие от «прямого хода», выходные и входные данные меняются местами [9]. В полетной части алгоритма осуществляется прогноз дистанций и времени достижения скоростей V_1 и $V_{\text{П.СТ}}$ при заявленных условиях взлета и ожидаемых величинах тяги и сопротивления при условии, что положения РУД не будут меняться в процессе дальнейшего взлета. Кроме этого, осуществляется прогноз дистанции и времени до места полной остановки самолета при условии, что в текущий момент происходит отказ двигателя, летчик реагирует на отказ через 3 с и выполняет прерванный взлет с максимально возможной эффективностью торможения.

Прогноз дистанций производится на основе приведенной функции тяги, определяемой по измеренным значениям продольной перегрузки и путевой скорости самолета, ожидаемому значению коэффициента трения качения, коэффициентов аэродинамических сил, а также осредненной функции зависимости тяги от воздушной скорости, задаваемой предварительно на основе анализа характеристик двигателя.

Критерием принятия решения о прекращении взлета, помимо случаев отказа двигателя, является условие расположения прогнозируемого места полной остановки самолета ближе, чем в 100 м от торца ВПП, при условии, что самолет имеет трехсекундный запас времени до достижения скорости V_1 .



Для отображения информации о характеристиках разбега экипажу был разработан формат индикации, за основу которой был взят формат индикации TOPMS (см. рис. 2), содержащей большее, чем индикация TOPMS, количество символики (рис. 5).

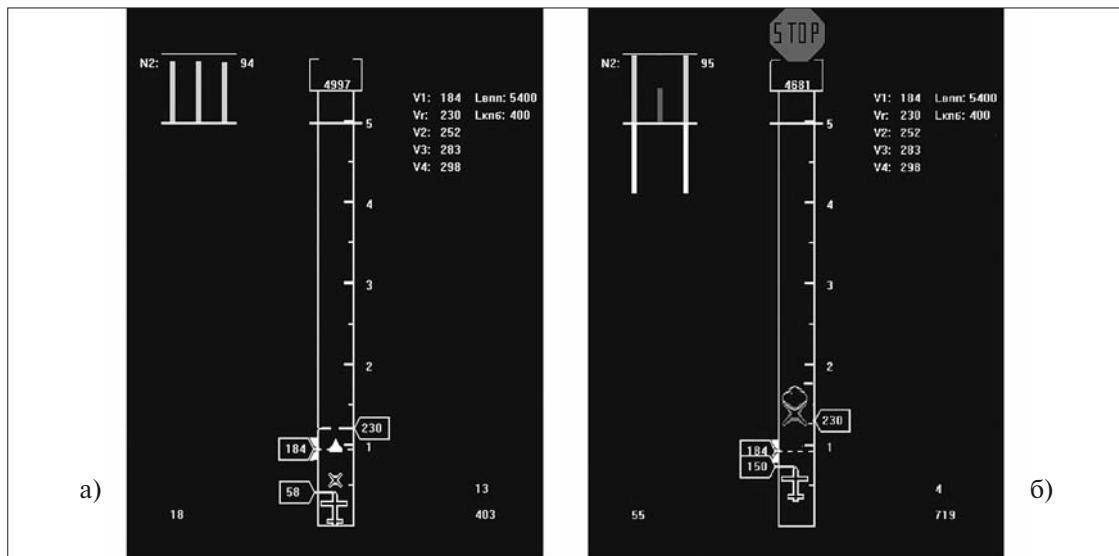


Рис.5

В рамках работ по данной тематике были проведены летные эксперименты на ЛЛ, принадлежащей ЛИИ им. Громова, созданной на базе самолета Ту-154М. Летные исследования проводились при температуре воздуха 24–28°C и только в условиях сухой ВПП. Программа летных испытаний включала нормальные, прерванные и продолженные взлеты с имитацией отказа двигателя. В ходе летных экспериментов была получена оценка точности предполетного прогноза алгоритма. Ошибка прогноза дистанций достижения скоростей V_1 и $V_{\text{П.СТ}}$ в начале разбега составила в среднем 65 и 90 м соответственно. Ошибка прогноза дистанции оптимального торможения составила 200–300 м.

По оценке летчика-испытателя, принимавшего участие в летном эксперименте, формат предложенной индикации приемлем, однако были высказаны замечания следующего характера. В виду скоротечности режима взлета в сочетании с повышенным уровнем рабочей нагрузки на пилота, непосредственно выполняющего взлет, экипаж не может в полной мере воспользоваться относительно большим числом быстроменяющихся параметров на экране дисплея. Поэтому, скорее всего, при выполнении взлета летчику потребуется всего два – три хорошо воспринимаемых сигнала. Более того, летчиком-испытателем было высказано мнение, что целесообразно было бы разместить индикацию на лобовом стекле, учитывая, что основное внимание летчика уделяется внекабинному пространству, а отдельные команды целесообразно дублировать речевым информатором [9].

Анализ достоинств и недостатков существующих разработок

Итак, ключевой идеей большинства разработанных методов контроля процесса взлета является контроль темпа разбега самолета. Все методы объединяет то, что процедура оценки приемлемости темпа разбега построена на выявлении критического несоответствия между

фактическими характеристиками взлета и «эталонными», полученными до взлета. Отличия методов заключаются в том, какие характеристики выбраны для оценивания, а также в принципах организации процедур оценивания.

Оценка приемлемости темпа разбега осуществляется либо путем непосредственного сравнения измеряемого параметра с эталонной величиной, либо путем использования измеряемого параметра для осуществления прогноза дистанции. В качестве контролируемых параметров обычно используются продольное ускорение или скорость самолета. Выбор данных параметров, на первый взгляд, кажется естественным, поскольку они несут в себе непосредственную информацию о динамике разбега самолета. Однако в реальности данные параметры сложны для контроля, поскольку они имеют нелинейные зависимости от времени, причем для различных условий взлета (взлетная масса, тяга двигателей, коэффициент трения качения и др.) данные зависимости не эквидистантны.

Вследствие этого величина допуска на контролируемую характеристику должна иметь нелинейную зависимость от времени, зависящую также от самой характеристики. Более того, критерии принятия решения должны учитывать, что оцениваемая характеристика может неоднократно заходить за границы коридора ввиду наличия интенсивной шумовой составляющей в сигналах, измеряемых на разбеге параметров. Подход многих разработчиков к вопросу выбора допуска выглядит математически обоснованным, что отчетливо видно на примере алгоритма TOPMS (допуск на изменение продольного ускорения составляет 10% от номинала) и алгоритма «Take-off And Performance Monitor» (допуск на изменение характеристики «acceleration ratio» постоянен и равен 0,9).

Разработчикам TOPMS следовало учитывать нелинейность характеристики продольного ускорения при коррекции номинальной зависимости продольного ускорения от времени по фактическому коэффициенту трения качения. Кроме того, использование для коррекции сильно зашумленного сигнала продольного ускорения без фильтрации приводит к тому, что коррекция может осуществляться по отдельному выбросу сигнала. Поэтому параллельное смещение в совокупности с неверной коррекцией впоследствии может привести к ложному срабатыванию сигнализации системы. Но главная опасность такой коррекции состоит в другом. Поскольку фактический сигнал продольного ускорения, измеренный в конкретный момент времени, служит исходной информацией для коррекции, то получается, что любой, даже очень большой коэффициент трения качения принимается за приемлемый. В результате такой коррекции полностью исключается возможность распознавания системой тех аварийных ситуаций, в которых пониженный темп нарастания скорости проявляется уже с начала разбега. Причем это могут быть аварийные ситуации, обусловленные вовсе не недопустимо большим коэффициентом трения качения. Разброс штатных значений нормального коэффициента трения качения, по мнению автора, должен быть заложен при определении величины допуска.

Как в методе NASA [1], так и в методе ЛИИ им. Громова [9] одним из условий принятия решения о прекращении взлета является превышение прогнозируемой дистанции прерванного взлета располагаемой ВПП. Прогноз осуществляется исходя из того, что в текущий момент происходит отказ двигателя, после чего происходит торможение без применения экстренных средств торможения. По мнению автора, эта идея имеет два недостатка. Первым, главным недостатком является то, что подобный прогноз приобретает информативность лишь на скоростях, близких к V_1 , в то время как заниженный темп разбега следует распознавать уже в начале разбега. Вторым



недостатком является трудность прогнозирования места остановки самолета, которая обусловлена тем, что заранее неизвестно, с какой интенсивностью будет осуществляться торможение самолета. Так что распознавание заниженного темпа разбега путем оценки прогноза дистанции прерванного взлета происходит лишь на скоростях, близких к V_1 , и в сочетании с неточностью такого прогноза несет в себе угрозу выкатывания самолета за пределы ВПП.

Наиболее разумным представляется контроль процесса взлета на основе прогноза дистанции достижения скоростей взлета V_1 или $V_{\text{П.СТ}}$. Некоторую сложность представляет здесь выбор допуска на данную дистанцию. В алгоритме NASA [1] допуск определяется путем вычитания из длины ВПП предполагаемой дистанции торможения самолета, которая, в свою очередь, рассчитывается путем моделирования разбега самолета с использованием математической модели данного типа самолета. По мнению автора, необходимо разработать специальную методику выбора допуска в строгой согласованности с РЛЭ. Кроме этого, следует помнить, что прогноз дистанции, обычно осуществляемый путем выбора модели регрессии для сигнала продольного ускорения, также может давать неточные результаты, особенно в том случае, когда сигнал ускорения резко изменяется при возникновении нештатных отклонений.

В работе [8] также используется критерий принятия решения по дистанции достижения заданной скорости V_1 . Работа представляется наиболее целостной и законченной, поскольку результатом ее явились вероятностные оценки, являющиеся основанием для выбора конкретного типа системы контроля взлета. Однако методика определения вероятностей ложного срабатывания и пропуска системой опасных ситуаций представляется сложной, что вызвано трудностью реализации расчетов из-за недостаточности вычислительных ресурсов в то время.

Неотъемлемой частью большинства разработок является информационная поддержка экипажа, которая является не менее важной компонентой, чем алгоритмическая часть работы систем, так как от качества информационных картинок зависит правильность принимаемого экипажем решения. Все предложенные варианты индикации можно разделить на два типа: 1) самостоятельная информационная картинка и 2) информационная картинка, интегрированная в имеющийся формат. Важным моментом при выводе информации на индикацию является недопущение избыточности информации, которая может привести к трудной воспринимаемости информации экипажем. С данной проблемой столкнулись некоторые из исследователей [1, 9]. Пилотами, принимавшими участие в исследованиях, были высказаны пожелания, чтобы на индикацию выводилось 2-3 хорошо воспринимаемых сигнала при выполнении взлета [9]. Вывод на дисплей зависимостей параметров от времени, как предложено в работе [7], по мнению автора, является неудачным вариантом индикации, так как это непривычно для летчиков.

В заключение данной части необходимо отметить, что, несмотря на множество разработок, проблема безопасности на взлете до сих пор остается нерешенной, о чем свидетельствует тот факт, что ни на одном из современных пассажирских самолетов подобная система не задействована. Причина такой ситуации, как показал представленный здесь анализ, – сложность реализации и ненадежность многих разработанных систем.

Метод контроля взлета, основанный на оценке эффективной взлетной массы

В ЦАГИ (г. Жуковский) разработаны алгоритмы бортовой системы поддержки принятия решений, построенные на альтернативном методе контроля процесса взлета, основанном на оценке функции «эффективной взлетной массы». Главным достоинством данной функции яв-

ляется то, что в условиях отсутствия возмущающих факторов она, в отличие от продольного ускорения и скорости, является постоянной величиной на протяжении всего разбега, что позволяет значительно упростить процесс ее контроля [10]. Эффективная взлетная масса вычисляется по нескольким аргументам, одни из которых являются непосредственно измеряемыми на разбеге параметрами, другие – закладываются в расчет априорно в виде констант, формул и табличных зависимостей. Такое представление параметров лежит в основе принципа использования эффективной взлетной массы как индикатора скрытых нештатных отклонений во взлетных характеристиках, приводящих к дефициту темпа разбега.

Эффективная взлетная масса на разбеге является случайной функцией, так как параметры, на основании которых она определяется, измеряются с погрешностями, и, кроме этого, имеется некоторая неопределенность информации о тяге двигателей, коэффициенте трения качения и коэффициентах аэродинамических сил. Поэтому алгоритм принятия решения о приемлемости процесса взлета основан на критерии, использующем информацию о совокупности значений эффективной взлетной массы.

Критерий принятия решения о приемлемости процесса взлета может быть основан на использовании как непараметрического, так и параметрического методов оценки риска [1]. Непараметрический метод оценки риска основан на оценке количества выбросов эффективной взлетной массы за заданную допустимую величину. Параметрический метод оценки риска основан на оценке фактических числовых характеристик эффективной взлетной массы, рассчитываемых непосредственно на разбеге самолета. Для выбора параметров критерия принятия решения (допусков) проводится серия расчетов с целью определения критических нештатных отклонений во взлетных характеристиках. Неотъемлемым условием при выборе допусков является исследование распределений эффективной взлетной массы, для чего используется метод статистического моделирования, в котором в виде случайных величин имитируются погрешности параметров, а также неопределенность знаний о некоторых характеристиках самолета, на основании которых рассчитывается эффективная взлетная масса.

Автором разработан формат отображения экипажу информации о приемлемости процесса взлета, элементы индикации которого интегрированы в формат КПИ в виде самостоятельного прибора (индикатора разбега), расположенного в части КПИ, свободной от изображений других элементов (рис. 6а, 7а).

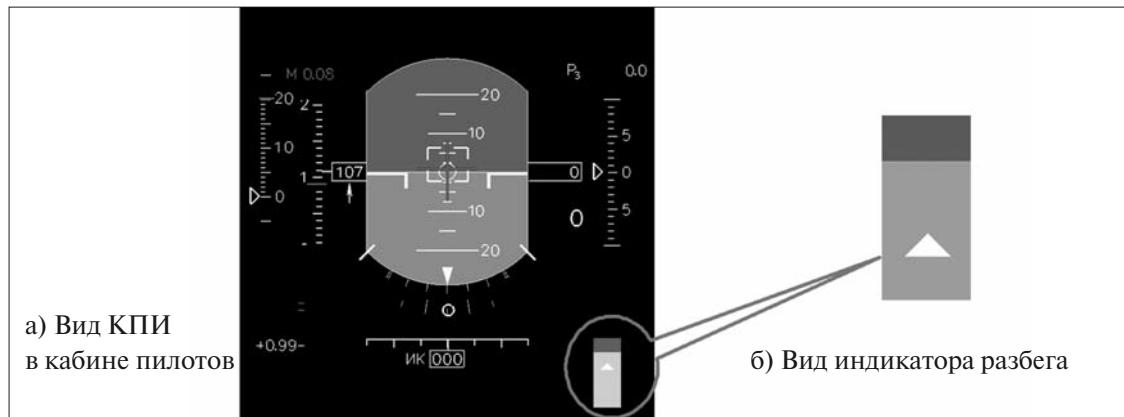


Рис.6 Индикация в случае штатного протекания взлета



Индикатор разбега имеет два состояния: активное (когда он изображен) – на этапе взлета от старта до момента поднятия носовой стойки и неактивное (когда он отсутствует на дисплее) – на этапе после взлета от момента поднятия носовой стойки, а также на всех остальных этапах полета. Индикатор разбега содержит два символа – неподвижный, выполняющий роль шкалы, представленный в виде зеленой и красной зон неизменяемого размера, и подвижный – треугольный символ, который перемещается в пределах зеленой и красной зон (рис. 6б, 7б). Положение треугольного символа не связано с положением самолета относительно ВПП. Его положение и цвет свидетельствуют о критичности ситуации на взлете. Если система принимает решение о том, что взлет протекает штатно, треугольный символ расположен в зеленой зоне, при этом он имеет белый цвет (рис. 6б). Чем ближе треугольный символ к красной зоне, тем большее отклонение от нормы имеет темп разбега, оставаясь при этом приемлемым. Если система принимает решение о том, что текущий темп разбега не достаточен для благополучного завершения взлета, т.е. взлет протекает нештатно, треугольный символ целиком расположен в красной зоне, при этом он имеет желтый цвет и мигает с частотой 2Гц (рис. 7б). Кроме этого, в верхней части прибора «авиагоризонт» появляется мигающее сообщение «ВЗЛЕТ ПРЕКРАТИ» (рис. 7а).

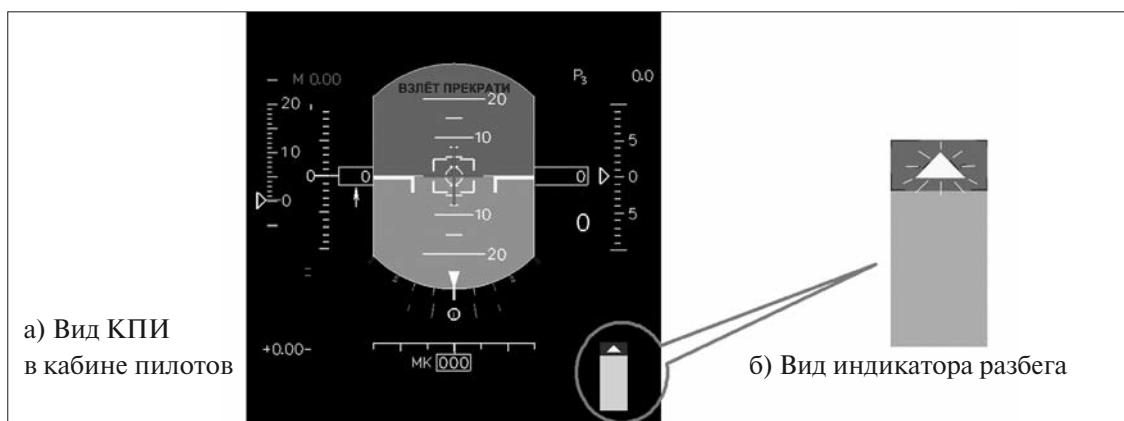


Рис. 7 Индикация в случае нештатного протекания взлета

Экспериментальные исследования бортовой системы поддержки принятия решений показали, что система обеспечивает приемлемый уровень достоверности контроля взлета. В результате стенового эксперимента на пилотажном стенде ЦАГИ ПСПК-102 летчики-испытатели оценили систему как потенциально эффективную в части предотвращения выкатываний самолетов за пределы ВПП.

Литература

1. David B. Middleton, Raghavachari Srivatsan, Lee H. Person Jr. Flight Test of Takeoff Performance Monitoring System Indicates Successful Use in Research Vehicle // Flight Safety Foundation Digest. – 1994. – Vol. 13 № 10.
2. Pinder S.D. Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System. Ph.D. thesis. – University of Saskatchewan. – 2002.
3. Lane E. Wallace. Airborne Trailblazer / NASA History Series.
4. Bove T., Andersen H.B. The effect of an advisory system on pilots' go/no-go decision during take-off // Reliability Engineering and System Safety. – 2002. Vol. 75, № 2. 179-191.

5. D. Zammit-Mangion, M. Eshelby. An Operational Evaluation Of A Take-Off Performance Monitoring Algorithm / icas2002 Congress <http://lu.fme.vutbr.cz/icas2002/PAPERS/7105.PDF>
6. <http://aerospace.sae.org/>
7. Milligan M.W., Zhao M.M., Wilkerson H. J. Monitoring Airplane Takeoff Performance: Prototype Instrument with Learning Capability // Journal of Aircraft. – 1995. Vol. 32, № 4.
8. Никифоров С.П. Бортовая система контроля разбега – эффективное средство повышения безопасности взлетов транспортных самолетов – Техника воздушного флота. – 2002. № 3 – 4.
9. Григорьев М.А., Зуев С.А., Иняшкин Д.С. Летные исследования по отработке алгоритмов прогноза характеристик разбега самолета и способов их предоставления летчику – Вторая научно-практическая конференция молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности»: Статьи и материалы конференции. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – с. 45 – 50.
10. Глубокая М.Г. Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета. – Техника воздушного флота, т. LXXXII, №1 (690), 2008 – С. 21–30.



СОДЕРЖАНИЕ

А.Г. Кузнецов Современные тенденции развития технологии проектирования систем автоматического управления самолетов	2
Ю.Г. Борисенко, А.Г. Кузнецов Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолетов	10
В.Н. Мазур, С.В. Хлгатян Автоматическая посадка без выхода на высоту круга	17
В.Н. Мазур, Е.А. Мельникова Управление движением самолета в горизонтальной плоскости. Устранение угла сноса при приземлении.....	30
Л.Н. Александровская, А.Г. Кузнецов, Ю.И. Солонников Анализ зарубежного опыта сертификации бортовых систем воздушных судов.....	36
К.А. Афенко, П.Е. Данилин, Н.А.Зайцева, Е.В Кочнева, В.Г. Потехин Применение двухступенчатого субоптимального фильтра при решении задачи позиционирования.....	52
О.Н. Богданов, С.С. Коростелева, С.Е. Кухтевич, А.В. Фомичев О выборе алгоритма и тактовой частоты расчета матрицы ориентации для беспалатформенной инерциальной навигационной системы	60
Н.А. Козанкова В.Т. Стрелков, Т.П. Ткачева, И.А. Окмянская Принципы формирования трафарета информационных модулей для пульта управления и индикации	68
М.Г. Глубокая Пути решения проблемы безопасности на этапе взлёта	74

УДК 629.7
ББК 39.52
Т 78

Труды Московского института электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010–.
Вып. 2: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2010. – 88 с.

Редакционная коллегия

кандидат технических наук А.Г. Кузнецов – председатель
доктор технических наук Л.А. Александровская
доктор технических наук А.Г. Бюшгенс (ЦАГИ)
кандидат технических наук Н.А. Голованов
доктор технических наук Н.А. Зайцева
кандидат технических наук А.М. Шевченко (ИПУ РАН)
доктор технических наук Е.А. Измайлова
кандидат технических наук О.Б. Кербер
доктор технических наук Ю.Г. Оболенский (РСК «МиГ»)
доктор технических наук Е.Г. Харин (ЛИИ имени М.М. Громова)
доктор технических наук В.П. Школьин (ОАО «ОКБ имени А.С. Яковлева»)

Рецензионная комиссия

доктор технических наук А.В. Гребенкин (ЕАТУ)
кандидат технических наук В.В. Грошев
доктор технических наук Ю.П. Николаев
кандидат технических наук В.Н. Мазур
кандидат технических наук А.В. Молчанов
доктор технических наук, профессор В.Я. Распопов (Тульский государственный технический университет)

Научное издание
Труды
Московского института
электромеханики и автоматики

Выпуск 2

**НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

Ответственный за выпуск О.М. Морозова
Компьютерная верстка и дизайн В.О. Петъко
Корректор Е.В. Евсинекина

Подписано в печать 06.08.2010
Формат 181×265 мм Гарнитура Newton
Бумага офсетная
Тираж 200 экз.

Отпечатано в типографии ООО «Мегапринт»
Адрес: Москва, Чистопрудный бул., д. 10, стр. 1

Учредитель и издатель: ОАО «МИЭА»
125319, Москва, Авиационный пер., д.5
Тел.: (499) 152-48-74 Факс: (499) 152-26-31,
E-mail: aomiea@aviapribor.ru
Телефон редакции: (499) 152-24-13
E-mail: nv29@mail.ru

Издание зарегистрировано
в Федеральной службе по надзору в сфере связи,
информационных технологий
и массовых коммуникаций.
Свидетельство о регистрации
ПИ № ФС77-39121 от 11 марта 2010 года