

ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 1

**НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

Под общей редакцией кандидата технических наук А.Г. Кузнецова

**Москва
2010**



УВАЖАЕМЫЕ КОЛЛЕГИ!

В Московском институте электромеханики и автоматики (МИЭА) накоплен обширный материал, связанный с теоретическим и научно-техническим обеспечением дальнейшего прогресса в области систем управления, навигации и разработки бесплатформенных инерциальных систем. Возрастание актуальности создания интегрированных комплексов бортового оборудования летательных аппаратов, расширение кооперационной сети и активизация деятельности предприятий, вовлеченных в создание авионики нового поколения, требует более широкого информационного обеспечения работ, в связи с чем МИЭА приступает с 2010 года к изданию на регулярной основе тематических сборников «Навигация и управление летательными аппаратами».

В сборниках будут освещаться проблемы разработки штурвальных и электродистанционных систем управления, систем автоматического управления полетом и тягой, комплексных систем управления, вычислительных систем самолетовождения, бесплатформенных инерциальных навигационных систем, лазерных гироскопов и прецизионных акселерометров, интегрированных комплексов бортового оборудования, а также многофункциональных стендов для отработки бортового оборудования. Проблематика повышения надежности и безотказности создаваемых систем также найдет свое отражение в предлагаемом сборнике.

Открывая цикл публикаций, целесообразно подробнее раскрыть содержание рубрик.

Системы штурвального управления.

Рассматривается новое поколение цифровых систем штурвального и электродистанционного управления, обеспечивающих устойчивость и управляемость самолетов во всем диапазоне эксплуатационных характеристик.

Системы автоматического управления полетом и тягой.

В данной рубрике рассматриваются достижения в наращивании функциональных возможностей автоматических систем управления в части обеспечения посадки по категории ПВ ИКАО с пробегом по полосе; посадки на слабооборудованные и необорудованные аэродромы; посадки на водную акваторию; обеспечения маловысотного полета над пересеченной местностью; взлета с пониженней тягой.

Комплексные системы управления.

Данный раздел посвящен созданию цифровых отказобезопасных многопроцессорных комплексных систем управления нового поколения, объединяющих в одном конструктиве функции многих систем.

Вычислительные системы самолетовождения.

Рассматриваются вопросы создания вычислительных систем самолетовождения, по своим техническим характеристикам и возможностям превосходящих предыдущие разработки для самолетов и вертолетов гражданской авиации, самолетов дальней и военно-транспортной авиации, противолодочных и поисково-спасательных летательных аппаратов, а также для высокоманевренных боевых самолетов.

Бесплатформенные инерциальные системы.

Московский институт электромеханики и автоматики являлся в СССР пионером разработки бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). К настоящему времени накоплен большой теоретический задел для создания БИНС нового поколения, и в соответствующем разделе

сборников планируется обсуждение вопросов, связанных, в основном, с повышением точностных характеристик счисления координат и скоростей, в том числе за счет комплексной обработки информации при интегрировании со спутниковой навигационной системой и другими источниками информации.

Инерциальные чувствительные элементы

В данной рубрике рассматриваются вопросы проектирования, разработки и производства инерциальных чувствительных элементов – гироскопов и акселерометров, являющихся датчиками первичной информации БИНС различного применения. Предлагаются к обсуждению технические решения, обеспечивающие повышение точностных и эксплуатационных характеристик прецизионных гироскопов и акселерометров, а также технические предложения, связанные с разработкой и применением микромеханических датчиков.

Интегрированные комплексы бортового оборудования.

Концепция построения бортовых комплексов управления, методология создания, отработки и сертификации, внедрение интегрированной модульной авионики являются наиболее дискутируемыми вопросами в специализированных изданиях. Точка зрения специалистов МИЭА по данной проблеме будет отражена в соответствующей рубрике сборников.

Многофункциональные стенды для отработки бортового оборудования требуют соответствующего математического обеспечения для достижения корректной имитации 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 влияние навигационных ошибок на точность пилотирования.

Надежность и безотказность систем.

Предлагаются к обсуждению вопросы построения многоканального комплекса с учетом таких особенностей функционирования цифровых систем, как резервирование, асинхронность, выравнивание информации с помощью цифровых линий связи, использование различной логики селекции управляющего сигнала. Рассматриваются также вопросы расчета надежности.

Краткий обзор содержания рубрик периодического сборника показывает, что публикуемые материалы могут представлять практический интерес для специалистов, работающих в области создания комплексов бортового оборудования для перспективных летательных аппаратов.

Хочу подчеркнуть, что предлагаемый читателям сборник задуман как открытая дискуссионная площадка по широкому спектру проблем управления и навигации, и круг авторов не ограничивается лишь сотрудниками МИЭА. Напротив, редакционная коллегия приглашает к сотрудничеству авторов из смежных предприятий и организаций и будет рада предоставить им возможность публикации результатов своих исследований на страницах нашего сборника. Такой подход позволит преодолеть негативные последствия кризисных лет и послужит не только расширению информационного обмена, но будет способствовать восстановлению высокого статуса отечественной школы авиационного приборостроения.

Председатель редакционной коллегии

Генеральный директор – Главный конструктор

ОАО «МИЭА» А.Г. Кузнецов



УДК 629.7.001.4

КОНТРОЛЬ СОСТОЯНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВС СПЕЦНАЗНАЧЕНИЯ НА ЭТАПЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ В УСЛОВИЯХ АВИАПРЕДПРИЯТИЯ

А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н., Ю.В. ГАВРИЛЕНКО, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»,

М.В. РОЖКОВ

ГТК «Россия»

В статье рассмотрен метод поддержания летной годности воздушного судна (ВС) в части навигационного контура (НК), основанный на последовательном методе принятия решений и технической эффективности НК ВС. Предлагаемый метод является проактивным и использует весь объем статистических данных, полученных на различных этапах жизненного цикла системы: моделирования, лабораторных, заводских, приемо-сдаточных и эксплуатационных испытаний. Приводятся формулы для расчета и построения номограммы последовательного метода принятия решения, особенности расчета технической эффективности, а также примеры.

Введение

Эксплуатация ВС специального назначения в условиях авиапредприятия предполагает, что ВС и его бортовое оборудование прошло все этапы испытаний, и получено заключение о возможности его серийного использования. В настоящее время отмечается значительное количество отказов бортового оборудования и, в том числе, систем навигационного контура (НК), а также функциональных отказов, характерных для резервированных НК. Для обеспечения эффективного использования НК на стадии серийного использования необходимо применение современных методов и технологий оценки и диагностирования НК, обеспечивающих поддержание его летной годности [1].

В качестве такого метода предлагается использовать алгоритм принятия решений, в основу которого положен последовательный критерий различия двух гипотез H_0 (не исправно) и H_1 (исправно)[2], критерии риска, которые возникают при принятии решения, и вероятностей гипотез $P(H_0)$ и $P(H_1)$.

Техническое состояние НК предлагается оценивать с помощью показателя технической эффективности $\Phi(t_{\text{пол}})$, являющегося обобщающим и зависящим от точности определения текущих координат местоположения самолета (ТКМС), надежности систем НК, полноты встроенной системы его контроля и степени его готовности. Определение априорного показателя технической эффективности основывается на всей информации, накопленной в процессе экспериментальной отработки систем. Методологической основой объединения такой разнородной информации является байесовский подход [3]. Определение апостериорного показателя технической эффективности НК основывается на текущем состоянии систем и апо-

стериорном значении точности, то есть перечне отказавших систем, если таковые имеются, и при наличии системы регистрации полетных данных текущей точности. Вероятность безотказной работы НК рассчитывается при допущении об экспоненциальном законе надежности [4]. Существование участка «выжигания» для систем, входящих в состав НК, диктует необходимость проведения предварительных испытаний и определения времени перехода систем НК в состояния с постоянством их характеристик.

Степень риска рассчитывается с учетом вероятности событий и последствий возникновения событий. Риск может быть количественным или качественным, в зависимости от имеющейся информации и данных о риске, степени опасности, других факторов. В рассматриваемом алгоритме степень опасности связана с отклонениями от линии заданного пути при несоблюдении требований эшелонирования и заданного коридора.

1

Задача оценки технического состояния ВС спец. назначения и принятия решения о его летной годности является одной из основных целей этапа постполетного контроля. При этом технические параметры пилотажно-навигационного комплекса (ПНК), достигнутые на предыдущих этапах контроля, должны учитываться, т. е. можно рассматривать задачу принятия решения о летной годности ВС как процедуру различия двух гипотез:

H_0 — параметры ПНК превышают или равны достигнутым в предыдущих испытаниях (соответствуют ТТЗ на ПНК) и

H_1 — параметры ПНК не соответствуют ТТЗ на ПНК, на основании оценки параметров, полученных в процессе полета.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать последовательный критерий различия двух гипотез H_0 и H_1 , основанный на отношении правдоподобия I_{1n}/I_{0n} , где I_{in} — вероятность (или плотность вероятности) получения выборки при условии, что справедлива гипотеза H_i [2] ($i = 1, 0$).

Применение отношения правдоподобия в процедуре принятия решения обуславливают следующие правила [2]:

$$\left. \begin{array}{l} \text{Если } I_{1n}/I_{0n} \geq B \rightarrow \text{гипотеза } H_1 \\ \text{Если } I_{1n}/I_{0n} \leq B \rightarrow \text{гипотеза } H_0 \\ \text{Если } A < I_{1n}/I_{0n} < B \rightarrow \text{решение о продолжении наблюдения} \end{array} \right\} \quad (1)$$

Величины A , B в условиях (1) определяются ошибками, которые сопровождают контроль принятия решения по показателю качества. Таковыми ошибками являются:

• Ошибка первого рода — α_0 (риск заказчика принять неисправное изделие за исправное) определяется вероятностью одновременного выполнения двух событий $\alpha_0 = P\{W < W_{T3}, W^* < W_{T3}\}$, т. е. истинное значение показателя качества W меньше уровня ТЗ, а оценка в результате опыта показателя качества W^* больше уровня ТЗ.

• Ошибка второго рода — α_1 (риск изготовителя принять исправное за неисправное) определяется вероятностью $\alpha_1 = P\{W \geq W_{T3}, W^* < W_{T3}\}$, т. е. истинное значение W больше W_{T3} , а оценка критерия качества W^* меньше уровня W_{T3} .

С учетом ошибок α_0 , α_1 определяются значения



$$A_0 = \frac{\alpha_1}{1 - \alpha_0}; \quad B_0 = \frac{1 - \alpha_1}{\alpha_0}. \quad (2)$$

Отношение правдоподобия можно записать с учетом вероятностей событий H_1 , H_0 и числа произведенных испытаний m :

$$\frac{l_{1m}}{l_{0m}} = \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{S_m} \left(\frac{1 - P_1}{1 - P_0} \right)^{m - S_m}.$$

Воспользовавшись правилами (1) и равенствами (2), после логарифмирования получаем следующую процедуру принятия решения:

$$\begin{cases} \text{если } S_m: \ln \frac{P_1(1 - P_0)}{P_0(1 - P_1)} \geq \ln \frac{1 - \alpha_1}{\alpha_0} + m \ln \frac{1 - P_0}{1 - P_1}, \text{ то } P = P_1; \\ \text{если } S_m: \ln \frac{P_1(1 - P_0)}{P_0(1 - P_1)} \leq \ln \frac{\alpha_1}{1 - \alpha_0} + m \ln \frac{1 - P_0}{1 - P_1}, \text{ то } P = P_0; \\ \text{если } \ln \frac{\alpha_1}{1 - \alpha_1} < S_m \ln \frac{P_1(1 - P_0)}{P_0(1 - P_1)} - m \ln \frac{1 - P_0}{1 - P_1} < \ln \frac{1 - \alpha_1}{\alpha_0}, \text{ то требуется еще} \\ \text{одно наблюдение.} \end{cases} \quad (3)$$

Графическое представление последовательной процедуры принятия решения показано на рис 1.

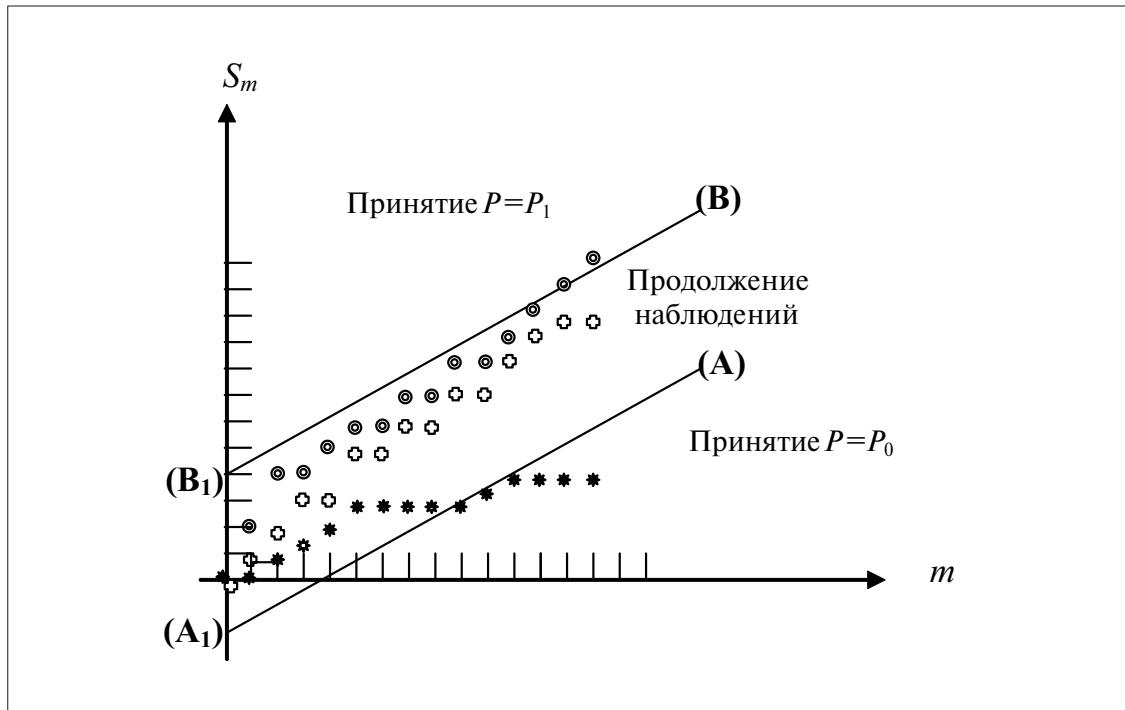


Рис. 1. Графическое представление последовательной процедуры принятия решения

На рисунке приняты следующие обозначения: S_m — накопленная сумма дефектов, зафиксированных в m сериях проведения испытаний; $B(m), A(m)$ — те же границы, но зависящие от числа проведенных серий и заданных вероятностей P_1, P_0 .

Для определения величины B_0, A_0 необходимо задаться ошибками, возникающими при принятии решения — α_0 и α_1 . Числовые значения α_0 и α_1 выбираются для каждой конкретной задачи в зависимости от цели исследования. Эти значения изменяются в пределах 0,1 — 0,001.

Для определения вероятностей P_1 и P_0 необходимо в зависимости от цели исследования выбрать критерий качества испытуемого изделия.

2

Критерий качества ПНК должен характеризовать его как единое целое, т. е. обладать синтезирующей способностью учитывать основные технические факторы. Критерий должен выражаться некоторым числом, быть критичным к изменению основных характеристик ПНК и определяться с достаточной для практики точностью.

Рассмотрим место ПНК в схеме (рис. 2) основного бортового оборудования, определяющего уровень безопасности.

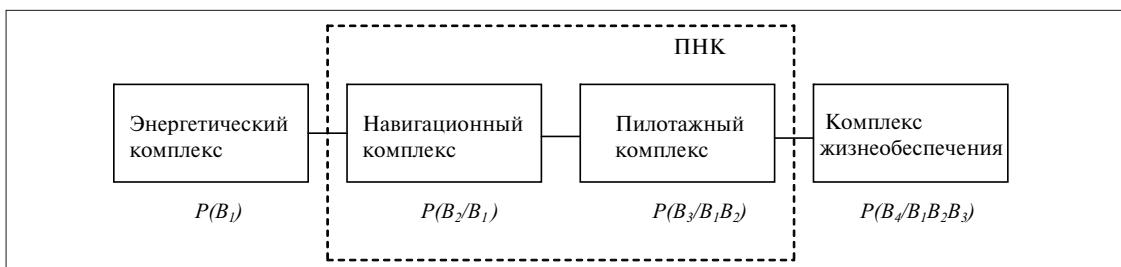


Рис. 2. Основные комплексы ВС, определяющие его уровень безопасности

Вероятность безопасного полета и одна из важнейших ее составляющих — это эффективность системы, которая может быть представлена в виде

$$P(B) = P(B_1) \cdot P(B_2/B_1) \cdot P(B_3/B_1B_2) \cdot P(B_4/B_1B_2B_3), \quad (4)$$

где B_1, B_2, B_3, B_4 — события, состоящие в выполнении задач, возложенных на энергетический, навигационно-пилотажный комплекс и комплекс жизнеобеспечения. В данной работе будем рассматривать влияние ПНК на безопасность полета ВС, тогда принимаем, что

$$P(B_1) = 1 \text{ и } P(B_4/B_1B_2B_3) = 1.$$

Значение риска будем связывать с первой выпущенной изготовителем серией ПНК.

Рассмотрим технические характеристики ПНК с позиции критерия технической эффективности, определив его как вероятность выполнения главной навигационной задачи, обусловленной надежностью, точностью и контролеспособностью комплекса. Отметим, что данный критерий используется на всех стадиях проектирования: априорное значение эффективности на стадии эскизного проекта; уточненные значения эффективности на стадии технического проектирования и после изготовления системы — при накоплении статистических



данных по отказам систем ПНК в составе бортового оборудования ВС и их фактических погрешностей.

Основной целевой задачей ПНК является автоматическое, автоматизированное и ручное самолетовождение по трассам различных регионов с выполнением заданных норм продольного, бокового и вертикального эшелонирования в любое время суток и года, в любых физико-географических условиях.

Под технической эффективностью $\Phi(t)$ выполнения основной целевой задачи будем понимать вероятность выдерживания ВС в области с границами $X_m^{\text{зад}}, m = 1, \bar{4}$ (навигация 4D, определяемая точностью и надежностью аппаратуры ПНК в различных режимах его работы) [5]:

$$\Phi(t) = P\{X(t_{\text{пол}}) \leq X_{\text{зад}}\} \geq P_{\text{зад}}, \quad (5)$$

где $X(t_{\text{пол}})$ — текущий вектор ВС, характеризующий область его местоположения за время полета $t_{\text{пол}}$; $X_{\text{зад}}$ — заданный вектор, характеризующий предельно допустимую область местонахождения ВС при выдерживании заданного эшелона.

В период эксплуатации ПНК, состоящего из n систем, и вследствие стратегии их использования или отказов комплекс может принимать конечное число состояний $i = \overline{1, I}$, где I — общее число несовместимых состояний. Тогда формула (5) может быть записана в виде

$$\Phi(t) = \sum_1^I P_i R_i, \quad i = 1 \dots I, \quad (6)$$

где R_i — показатель надежности ПНК в i -ом состоянии ПНК; P_i — показатель точности выполнения основной целевой задачи в i -ом состоянии ПНК.

Критерий (6) является обобщающим и характеризует способность ПНК формировать и выполнять пространственно-временные траектории.

Определение показателей точности и надежности ПНК в случае использования серийного ВС специального назначения имеет специфику, связанную, во-первых, с недостаточностью (ограниченностью) номенклатуры параметров в системе регистрации в части ПНК, которая входит в состав бортового оборудования, во-вторых, необходимостью учитывать надежность комплектующих систем ПНК к началу этапа эксплуатации. Схема НК представлена на рис. 3.

На рис. 3: БИНС — бесплатформенная инерциальная система; СНС — спутниковая навигационная система; VOR — угломерная система; DME — дальномерное оборудование; CBC — система воздушных сигналов; РСБН — радиотехническая система ближней навигации; ВСС — вычислительная система самолетовождения; СЭИ — система электронной индикации; КП РТС — комплексный пульт радиотехнических систем.

Для построения графика, приведенного на рис. 1, необходимо определить априорные значения вероятностей гипотез H_1 и H_2 с помощью показателя качества $\Phi(t)$.

3

Определение априорного значения показателя точности P_i выполнения основной задачи в i -ом состоянии ПНК.

Дисперсия отклонения ВС от границы RNP может быть определена для j -го навигационного режима как:

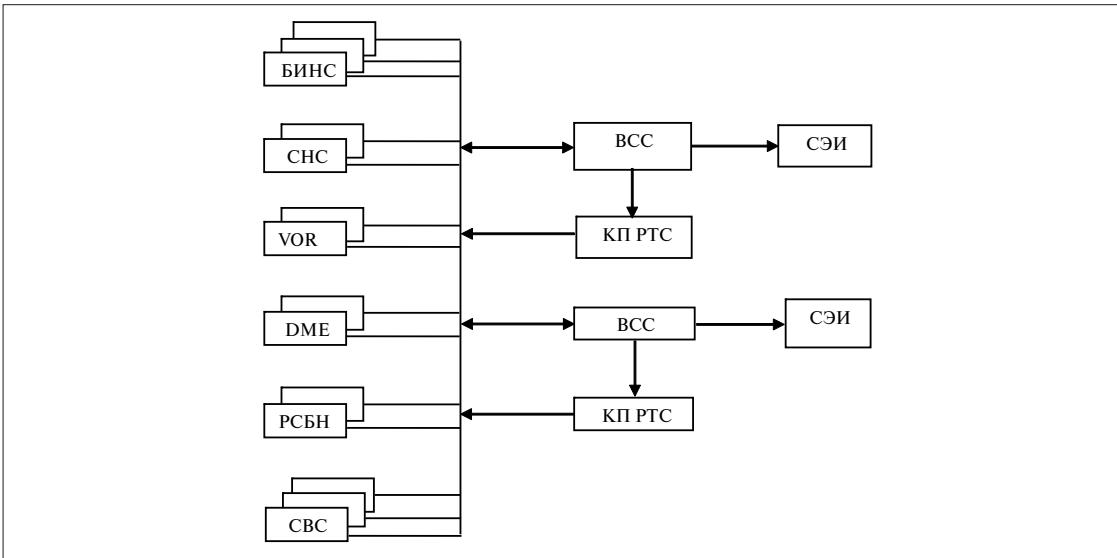


Рис. 3. Контур навигации цифрового ПНК дальнемагистрального ВС

$$\sigma_j^2 = \sigma_{\text{корр}_j}^2 + (\sigma_{\text{сч}}^2 t_{\text{пол}}^2 - \sigma_{\text{корр}_j}^2) e^{-v_{\text{корр}} t_{\text{пол}}}, \quad (7)$$

где $\sigma_{\text{корр}_j}^2$ — дисперсия погрешности определения местоположения ВС с помощью корректора, используемого в j -ом навигационном режиме; $\sigma_{\text{сч}}^2$ — дисперсия погрешности определения местоположения ВС системой БИНС; $v_{\text{корр}_j}$ — частота коррекции координат ТКМС, производимая j -м корректором;

$$v = n_{\text{корр}} / t_{\text{пол}},$$

где $n_{\text{корр}}$ — число j -х корректоров по трассе; $t_{\text{пол}}$ — время полета по выполняемой трассе.

В современных вычислительных системах самолетовождения учитывается степень резервирования систем, тем самым уменьшая погрешность определения местоположения ВС, и образует число состояний i от 1 до J . Благодаря этому всегда используется наиболее точный навигационный режим. Обобщенная величина $\sigma_{\text{НК}}$ с учетом критерия « $\min \sigma_j$ » может быть определена по формуле:

$$\sigma_{\text{общ}} = \sqrt{\sum K_j \sigma_j^2}, \quad (8)$$

где σ_j^2 — дисперсия погрешности ТКМС в j -ом навигационном режиме; $K_j = \frac{t_j}{t_{\text{пол}}}$ — вероятность использования j -го навигационного режима; t_j — время полета ВС в j -ом режиме; $t_{\text{пол}}$ — время полета ВС.

Вероятность выдерживания ВС в границах RNP и вертикального эшелонирования определяется при допущении о нормальном законе распределения погрешностей $\Delta\phi$, $\Delta\lambda$, ΔH по формулам:

$$\begin{aligned} P_j \{(\Delta X_{1,2} \leq RNP) \vee (\Delta X_3 \leq \Delta H_{\text{зад}})\} &= P_j^{RNP} P_j^{\Delta H}, \\ P_j \{\Delta X \leq \Delta X_{\text{зад}}\} &= \Phi^* \left(\frac{\Delta X_{\text{зад}}}{\sigma_{\Delta X}} \right), \end{aligned} \quad (9)$$



где $\Delta X_{1,2}$ — погрешности координат $\Delta\phi$, $\Delta\lambda$ соответственно; $\Delta X_{3\text{Ad}}$ — заданный уровень погрешностей, определяемый требованиями RNP и нормированным эшелонированием; ΔX_3 — заданная погрешность по высоте; Φ^* — функция Лапласа.

Оценка априорной точности основной целевой задачи может быть проведена на основе задания следующих данных предполагаемого полета:

- представительная трасса длительностью $t_{\text{пол}}$;
- путевая скорость полета W км/ч;
- погрешности определения ТКМС системами БИНС, CBC, VOR, DME;
- доступность k -го корректора;
- t_j — время полета в j -ом навигационном режиме.

Апостериорное значение показателя точности предполагает наличие полетных данных, получаемых системой регистрации в соответствии с ранее приведенным списком.

4

Для определения технической эффективности (6) необходимо знание вероятности состояния НПК, в котором он находится. Для определения вероятности состояния или надежности состояния строится схема надежности, которая должна учитывать все системы и степень их резервирования. Схема надежности приведена на рис. 4.

Примем для описания вероятности безотказной работы блока, системы экспоненциальный закон:

$$P_i = e^{-\lambda_i t} = e^{-\frac{t}{T_{0i}}}, \quad (10)$$

где λ_i — интенсивность отказов i -й системы; T_{0i} — среднее время работы i -й системы до первого отказа; t_i — время работы i -го блока.

Среднее время наработки на отказ i -ой системы T_{0i} обычно задается в ТЗ на систему. Примем T_{0i} для всех указанных систем, приведенных на рис. 4, равным 5000 ч, а полноту контроля — не менее 0,95.

Определение вероятности безотказной работы для ПНК ВС спецназначения должно учитывать ряд особенностей:

1. Вылет разрешается только со всеми исправными системами. При этом используются системы после доработок и исправления обнаруженных в них дефектов либо запасные.

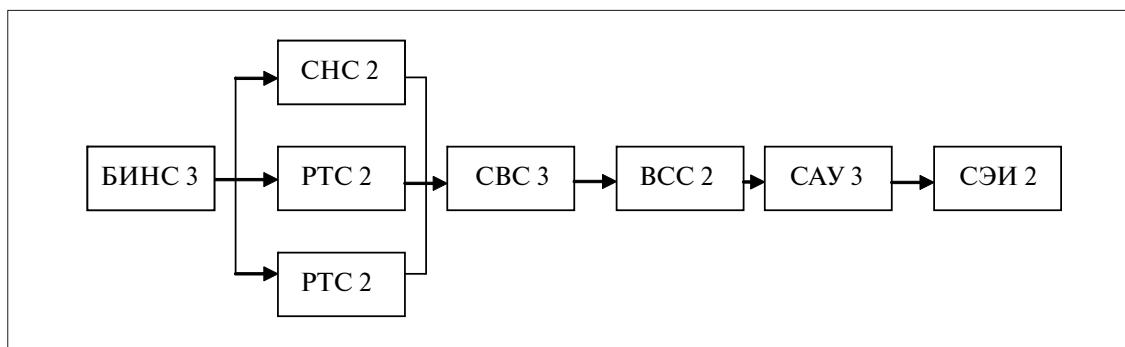


Рис. 4. Схема надежности

2. Используются системы с различным коэффициентом готовности, т. е. с различным временем эксплуатации до момента установки на ВС.

Алгоритм определения априорной величины безотказной работы на момент вылета для нерезервированной системы ПНК можно записать:

$$R_i(t_{\text{пол}}) = R_0^i R_{\text{пол}}^i, \quad (11)$$

где R_0^i — вероятность безотказной работы i -й системы за время работы системы t_0 до момента установки ее на ВС; $R_{\text{пол}}^i$ — вероятность безотказной работы i -й системы за время $t_{\text{полmax}}$; $t_{\text{полmax}}$ — соответствует времени полета по представительной трассе.

Вероятности R_0^i и $R_{\text{пол}}^i$ определяются по формулам:

$$\begin{aligned} R_0^i &= e^{-\lambda_{\text{TZ}}^i t_0^i}, \\ R_{\text{пол}}^i &= e^{-\lambda_{\text{TZ}}^i t_{\text{пол}}^i}. \end{aligned} \quad (12)$$

Далее определим вероятность безотказной работы i -й системы с учетом резервирования в ПНК:

$$R_i^m = 1 - \prod_{m=1}^m q_i \quad (13)$$

для времени эксплуатации t_0 и $t_{\text{пол}}$.

Априорная вероятность безотказной работы в целом для ПНК за время $t_{\text{пол}}$ по трассе с учетом времени каждой системы определяется по формуле:

$$R_{\text{ПНК}}^{\text{апр}}(t_{\text{пол}}) = \prod_{s=1}^S R_s^s(t_{\text{пол}}) \quad S = \overline{1, S} \text{ — для схемы 3,} \quad (14)$$

где s — число последовательно соединенных групп, объединенных по функциональным показаниям системы счисления — корректора — векторно-скоростные данные — система самолетовождения — система автоматического управления — система индикации.

Априорная надежность ПНК определяет априорную эффективность и исходную номограмму вида (рис. 1).

Апостериорную вероятность безотказной работы i -й системы ПНК предлагается определять следующим образом:

$$R_{0_{\text{апост}}}^i = e^{-\lambda_{\text{апост}}^i (t_0 + t_{\text{пол}})}. \quad (15)$$

Апостериорная вероятность безотказной работы ПНК за время $t_0 + t_{\text{пол}}$ с учетом резервирования каждой системы можно определить по формулам (12), (13), (14).

5

Аналитический расчет оценки текущего состояния ВС по критерию технической эффективности

Для построения номограммы графического представления последовательной процедуры принятия решений (рис. 5) необходимо выполнить следующие операции [7,8]:



- Задать точность $P_{\text{зад}} = 0,95$.
- Для схемы надежности ПНК рассчитать априорную вероятность безотказной работы за время полета

$$R^{\text{апр}}(t_{\text{пол}}) \approx 0,9998.$$

Исходные данные для определения априорной вероятности безотказной работы приняты:

$$t_{\text{пол}} = 15 \text{ ч};$$

$$\text{коэффициент полноты контроля } \eta = 0,95;$$

$$\text{интенсивность отказов для всех систем, кроме КСУ, } \lambda_{T_3} = \frac{1}{T_{\text{ср}} = 5000 \text{ час}}.$$

- Для схемы надежности ПНК рассчитать вероятность безотказной работы R_0 :
 - в расчете принято $t_0 = 100$ ч в условиях наземной эксплуатации, т. е. коэффициент нагрузки может быть уменьшен в среднем примерно на 1/3 относительно полетных условий $\lambda_{T_3} \frac{1}{3} = \lambda_{T_3}$;
 - общее число систем, входящих в ПНК, равно 19 (ЗБИНС + 2 СНС + 2 ДМЕ + 2 ВОР + 3 СВС + 2 ВСС + 3 САУ + 2КСЭИС);
 - $R_0 = e^{-\lambda_0 t_0 (1 - \eta)} = e^{-0,0002 \frac{1}{3} \cdot 19 \cdot 0,05 \cdot 100} = e^{-0,00633333} = 0,99368668 = R_0$ (до полета).
- Определить минимальное значение априорной эффективности как произведение: $\Phi_{\min}^{\text{апр}} = P_{\text{зад}} R_0 R^{\text{апр}} \approx 0,943040$.
- Определить максимальное значение априорной эффективности в предположении, что точность выдерживания линии заданного пути может достигать величины $P_{\text{зад}} = 1$, время $t_0 = 10$ ч:
 $\Phi_{\max}^{\text{апр}} = 0,998348$.
- Определить вероятности P_1 и P_0 для построения номограммы (рис. 5).
Так как нам необходимо оценивать выход технической эффективности за границы, характеризующие отказные ситуации, то принимаем $P_1 = (1 - \Phi_{\min}^{\text{апр}})$, а P_0 — нижнюю границу номограммы $P_0 = (1 - \Phi_{\max}^{\text{апр}})$. Величины P_1 и P_0 соответственно:
 $P_1 = 1 - 0,943040 = 0,05696$;
 $P_0 = 1 - 0,998348 = 0,001652$.

- Определить допустимые верхнюю $A_{\text{доп}}$ и нижнюю $B_{\text{доп}}$ границы номограммы по формулам:

$$A_{\text{доп}} \rightarrow S_m^A = \frac{\ln\left(\frac{\alpha_1}{1-\alpha_0}\right) + m \ln\left(\frac{1-p_0}{1-p_1}\right)}{\ln\left[\frac{p_1(1-p_0)}{p_0(1-p_1)}\right]},$$

$$B_{\text{доп}} \rightarrow S_m^B = \frac{\ln\left(\frac{1-\alpha_1}{\alpha_0}\right) + m \ln\left(\frac{1-p_0}{1-p_1}\right)}{\ln\left[\frac{p_1(1-p_0)}{p_0(1-p_1)}\right]},$$

где m — номер серии (опыта).

- Определить число дефектов S_m следующим образом:
если $P_{\text{апостер}}(m) < P_{1\text{зад}}$, то $S_m = 1$, накопленная сумма дефектов равна $\sum_{i=1}^m S_{mi}$.
- Задать риск заказчика α_0 и риск поставщика α_1 .

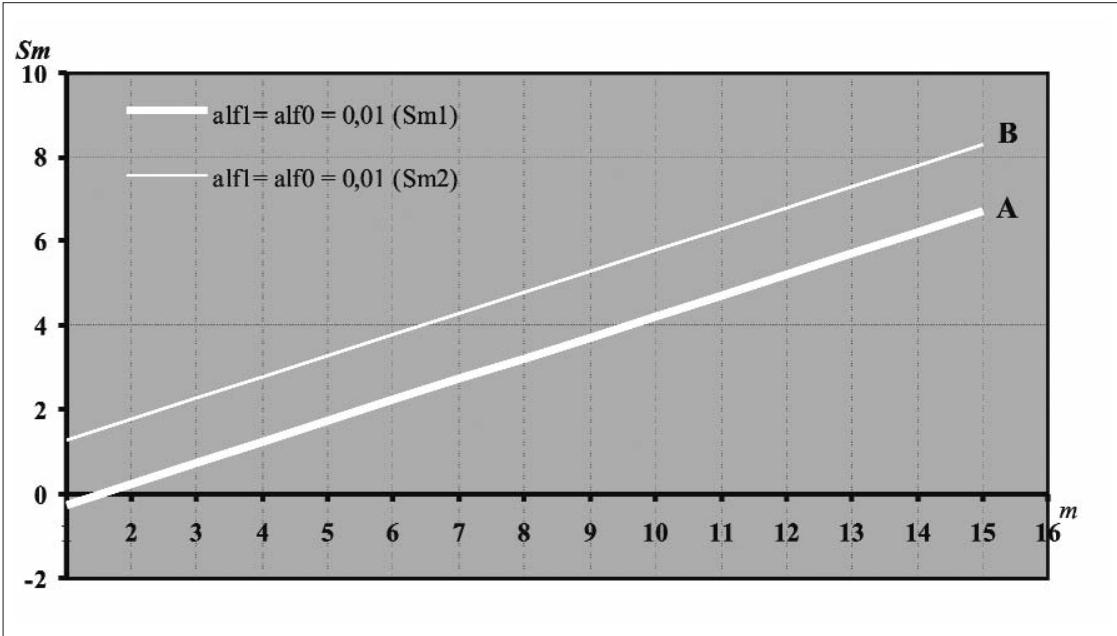


Рис. 5. Диаграмма принятия решений

На рис. 5 приведена диаграмма принятия решений, построенная для $\Phi_{\text{ЗАД}}^{\text{АПР}} = P_1 = 0,95$; $P_0 = 0,05$, риск заказчика α_0 = риск поставщика $\alpha_1 = 0,1$.

Изменение апостериорного значения эффективности $\Phi^{\text{апостер}}(m)$ для пяти вариантов, отличающихся различными значениями точности и надежности ПНК, приведены в таблице 1.

Поведение показателя дефектных ПНК S_m для различных вариантов изменения апостериорных значений эффективности $\Phi^{\text{апостер}}(m)$ показано на рис. 6.

Таблица 1

m	Номер и характеристики варианта				
	1	2	3	4	5
	$P_T = 1$; $R_{\text{ПНК}} = 0,9998$	$P_T = 0,97$; $R_{\text{ПНК}} = 0,9998$	$P_T = \text{var}$; $R_{\text{ПНК}} = \text{var}$	$P_T = 0,95$; $R_{\text{ПНК}} = 0,9998$	$P_T = 0,97$; Три отказа систем
1	0,999	0,96903	0,999	0,94905	0,946586
2	0,996	0,96612	0,996	0,9462	0,943743
3	0,992	0,96224	0,939953	0,9424	0,939953
4	0,989	0,95933	0,93711	0,93955	0,93711
5	0,986	0,95642	0,934268	0,9367	0,934268
6	0,983042	0,953551	0,953551	0,93389	0,931465
7	0,980093	0,95069	0,95069	0,931088	0,928671
8	0,977153	0,947838	0,928295	0,928295	0,925885
9	0,974221	0,944995	0,92551	0,92551	0,923107
10	0,971298	0,94216	0,912079	0,922734	0,920338
11	0,968385	0,939333	0,980093	0,919965	0,917577
12	0,965479	0,936515	0,977153	0,917205	0,914824
13	0,962583	0,933705	0,992	0,914454	0,912079
14	0,959695	0,930904	0,989	0,91171	0,909343
15	0,956816	0,928112	0,986	0,908975	0,906615

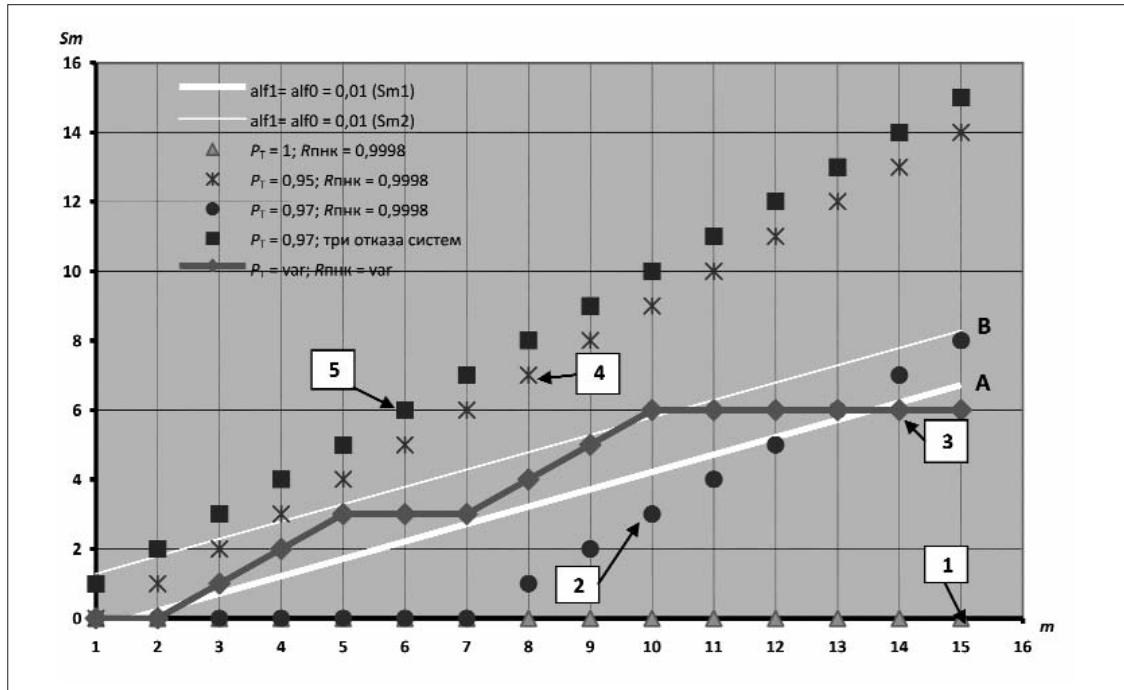


Рис. 6. Поведение показателя дефектных ПНК S_m для различных вариантов изменения апостериорных значений эффективности $\Phi^{\text{апостер}}(m)$

Анализ результатов, приведенных на рис. 6, показал:

1. Первый вариант, представленный в таблице 1 первым столбцом, характеризуется безотказным полетом с высокой точностью определения ТКМС. При изменении S_m учитывалась только естественная потеря точности за время полета в каждом ($t_{\text{пол}} = 15$). Для данного варианта уже начиная со второго полета принимается решение о летной готовности ВС, что подтверждается пятнадцатью полетами ($m = 15$).

2. Второй вариант (второй столбец таблицы 1) характеризуется безотказной работой НК и точностью определения ТКМС $P_T = 0,97$. При изменении S_m учитывалась естественная потеря точности за время полета. Решение о принятии летной годности принимается начиная со второго полета, но с восьмого полета наблюдается снижение летной годности, а с тринадцатого — переход в зону неопределенности.

3. Третий вариант (третий столбец) характеризуется изменением определения точности ТКМС для ряда полетов и отказами системы. Анализ поведения S_m показывает, что основная часть данной кривой лежит в зоне неопределенности, и уже на десятом шаге может быть принято решение о потере летной годности.

4. Четвертый вариант (четвертый столбец) характеризуется минимальной допустимой точностью определения ТКМС $P_T = 0,95$ и безотказностью системы. Поведение кривой S_m этого варианта показывает, что естественное снижение точности уже на четвертом полете приводит к потере летной годности.

5. Пятый вариант характеризуется определением точности ТКМС $P_T = 0,97$ и тремя отказами. В этом случае, начиная со второго полета ВС принимается решение о негодности НК.

6. Анализ всех рассмотренных вариантов показывает, что последовательный метод при-

нятия решения о летной годности ВС, использующий эффективность, чувствителен к изменению надежности и точности ПНК.

Выводы

1. Алгоритм принятия решения о летной годности ВС работоспособен и в случае принятия технической эффективности ПНК как комплексного показателя качества.
2. Алгоритм принятия решений критичен к изменению основных характеристик ПНК: априорной и апостериорной точности и надежности, показателям контроля и готовности.
3. Номограмма последовательной процедуры принятия решений строится на основе априорных данных о точности и надежности, полученных на предшествующих этапах испытаний, и может быть скорректирована после полета с учетом апостериорных данных.
4. Применение алгоритма принятия решения предъявляет требования к увеличению номенклатуры регистрируемых параметров системы регистрации для определения апостериорных значений точности и надежности ПНК.
5. Определение априорной величины вероятности безотказной работы предполагает использование экспоненциального закона распределения, в действительности на этапе летной эксплуатации ВС спецназначения обнаруживается участок «выжигания» интенсивности отказов. Поэтому возникает необходимость разработки методики идентификации участка, характеризующегося постоянством интенсивности отказов.

Литература

1. Джонсон Н., Лион Ф. Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. Т.2, 1981.
2. Евланов Л.Г. Контроль динамических систем. М.: Наука, 1972.
3. Эксплуатация авиационного оборудования и безопасность полетов, М.: Транспорт, 1979.
4. А. Г. Кузнецов, М. В. Рожков. Анализ безотказности контура навигации пилотажно-навигационного комплекса в процессе его эксплуатации. (В печати).
5. Козарук В. В., Ребо Я. Ю. Навигационные эргатические комплексы самолетов. М.: Машиностроение, 1986.
6. Технический проект, ОАО МИЭА, спецтема.
7. Дэвид Дж. Смит. Безотказность, ремонтопригодность и риск. Практические методы для инженеров, включая вопросы оптимизации надежности и систем, связанных с безопасностью. М.: ООО «Группа ИДТ», 2007.
8. С.П. Крюков, С. Д. Бодрунов, Л.Н. Александровская и др. Методы анализа и оценивания рисков в задачах менеджмента безопасности сложных технических систем, СПб: Корпорация «Аэрокосмическое оборудование», 2007.



УДК 629.7.001.4

ОЦЕНКА ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ КОНТУРА НАВИГАЦИИ ПО ДАННЫМ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА ТИПА ИЛ-96-300

А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н., Ю.В. ГАВРИЛЕНКО, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»,

М.В. РОЖКОВ

ГТК «Россия»

На основании данных об отказах и неисправностях систем пилотажно-навигационного комплекса (ПНК), полученных с момента начала эксплуатации модернизированного комплекса на ВС Ил-96-300ПУ, проведен статистический анализ, определены интенсивности отказов, получена функция распределения безотказной работы и ее параметры. Одно из трех ВС, по которым проводились наблюдения, явилось первым серийно построенным самолетом, на котором был установлен этот комплекс. На протяжении 11 месяцев на этом ВС в ходе выполнения технических рейсов в условиях эксплуатирующего авиапредприятия шла фактическая доводка (прошедшего все виды испытаний) модернизированного контура навигации. В подобных случаях, которые могут возникнуть при внедрении в эксплуатацию новых типов или модернизации существующих ВС, становится актуальной задача формализованной оценки готовности к штатной эксплуатации (использования ВС по прямому назначению).

Современные навигационные системы и комплексы, построенные на основе широкого применения цифровой измерительной и вычислительной техники, определяют уровень безопасности и эффективности полетов. Методы комплексной обработки информации различных датчиков обеспечивают высокую точность определения текущих координат места самолета. Высокий уровень отказобезопасности обеспечивается структурной и информационной избыточностью комплексов, многоуровневым контролем данных и линий связи.

Единичный отказ любого навигационного датчика приводит либо к снижению точности, либо к потере резервирования, либо к обоим перечисленным событиям.

Навигационный контур (НК) цифрового ПНК дальнемагистрального ВС Ил-96-300 представлен на рис. 1.

Опыт показывает, что на этапе внедрения в эксплуатацию цифровых ПНК (выдержавших до этого все виды сертификационных испытаний), отмечается большое количество отказов и неисправностей, что приводит к необходимости проведения оперативных доработок с оценкой их эффективности в ходе полетов.

В связи с этим появляется необходимость разработки формализованного математического аппарата подтверждения летной годности самолета в части НК. В качестве такой величины

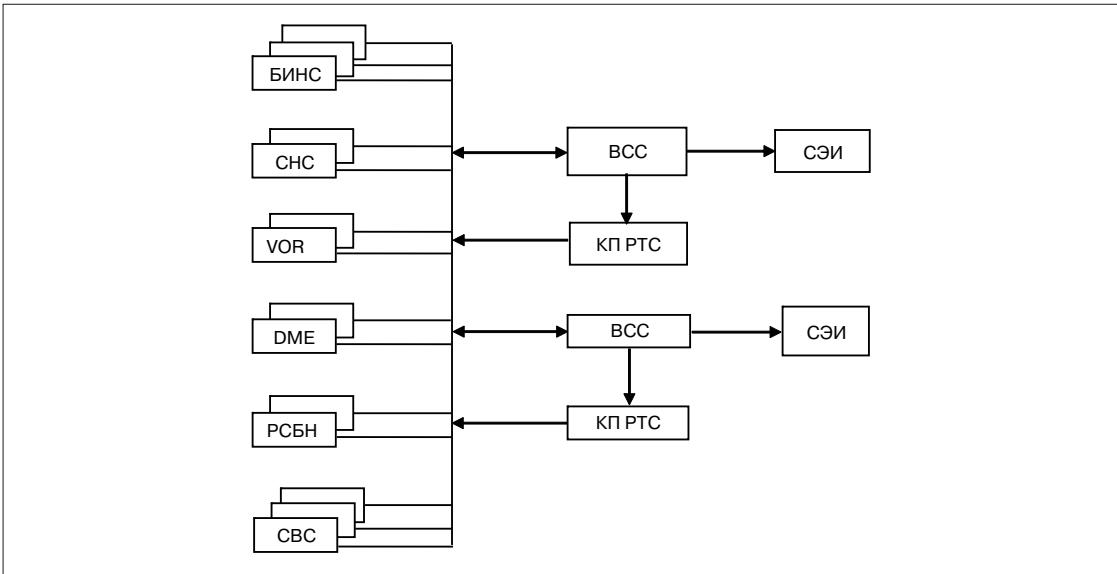


Рис. 1. Навигационный контур цифрового ПНК дальнемагистрального ВС

рассмотрим показатель закона вероятности безотказной работы — интенсивность отказов $h(t)$, анализируя которую, попробуем определить время перехода в эксплуатацию.

В работе рассматривается математический аппарат подтверждения летной годности, основанный на:

1) изменчивости функции интенсивности отказов $h(t)$, которая может быть представлена ваннообразной кривой, характеризующей три «возраста» объекта: период ранних отказов «выживание» — монотонно убывающая функция, нормально работающий — экспоненциальная функция и старение (износ) — монотонно возрастающая (рис. 2) [1,2];

2) свойствах параметра формы η функции плотности распределения Вейбулла, который зависит от «возраста»:

- $\eta < 1$ для периода ранних отказов;
- $\eta > 1$ для периода старения;
- $\eta = 1$ для нормально работающей системы [3].

Метод решения основан на графическом представлении функции распределения вероятности, позволяющем определить адекватность принятой вероятностной модели и оценить параметры распределения модели [1].

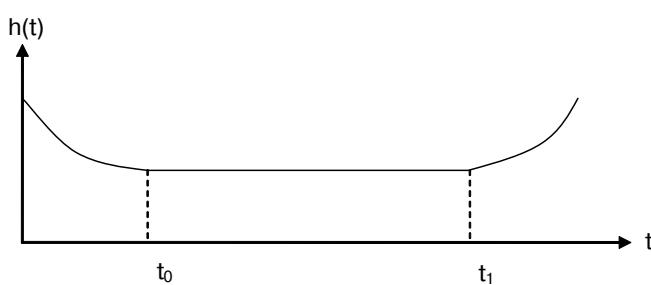


Рис. 2. Изменение функции интенсивности отказов $h(t)$



При разработке алгоритма были учтены особенности данных, полученных при проведении летных испытаний:

- полетные задания содержат требования по проверке всего оборудования самолета, а не только НК, что определяет разнообразие временных участков безотказной работы t_b ;
- в каждом полете зафиксированы неисправности, включающие функциональные и полные отказы систем НК;
- каждый новый полет был проведен только при полной исправности НК и его комплектующих систем.

На основании анализа летных данных, полученных на трех самолетах Ил-96-300ПУ, были получены зависимости интенсивности отказов от времени $h(t)$ (рис. 3), которые позволили принять гипотезу о наличии периода ранних отказов для исследуемого НК и, соответственно, принять закон распределения Вейбулла [2,3].

Функция плотности распределения Вейбулла имеет вид:

$$f(t, \eta, \beta) = \begin{cases} \frac{\eta}{\beta} \left(\frac{t}{\beta}\right)^{\eta-1} \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta}\right)^\eta\right], & t \geq 0, \eta > 0, \beta > 0, \\ 0 & \text{в остальных случаях,} \end{cases}$$

где β — параметр масштаба;

η — параметр формы.

Решение задачи, основанное на графическом представлении функции распределения, включает следующие этапы:

1. Формирование массива случайных чисел времени безотказной работы t_b размером n .
2. Упорядочивание массива t_b по возрастанию.
3. Определение квантилей для упорядоченного массива наблюдений t_b по формуле:

$$F = \frac{(i - c) \cdot 100\%}{n - 2c - 1},$$

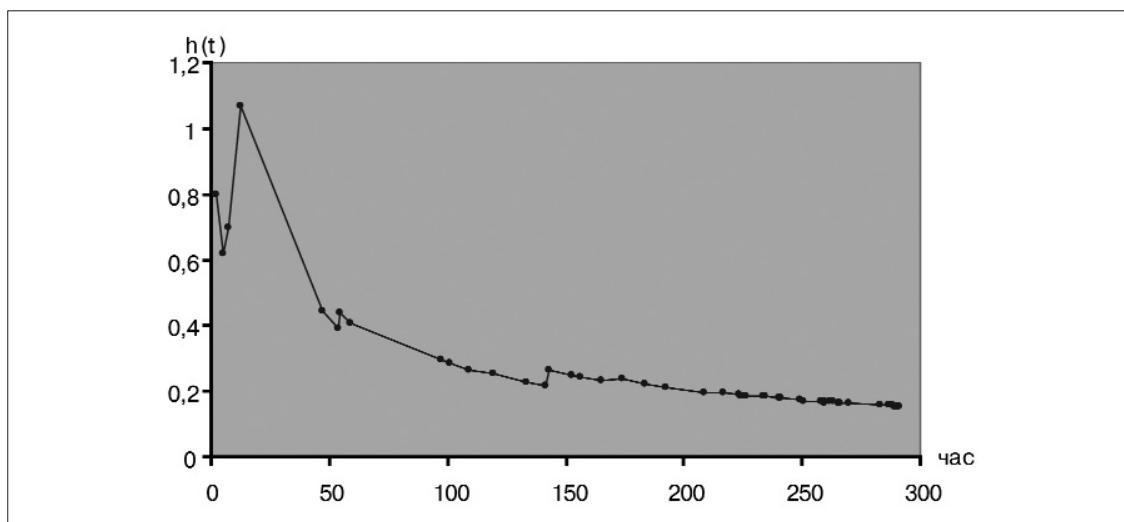


Рис. 3. Интенсивность отказов систем НК для Ил-96-300ПУ

где i — номер упорядоченного наблюдения в массиве, $i = 1 \dots n$; c — число, зависящее от n и функции распределения $f(x)$, для всех распределений, кроме равномерного, принимается $c = 0,5$ [1].

4. Построение в логарифмической шкале графика зависимости $F = \frac{(i-c) \cdot 100\%}{n-2c-1}$ от $\ln t_b$.

5. Определение аппроксимирующей прямой $y = ax + b$ методом наименьших квадратов, при этом $y = \ln(F) = f(\ln t_b)$.

6. Построение вспомогательной шкалы: $\ln \ln \left[\frac{100}{100 - \left(\frac{(i-c)100}{n-2c-1} \right)} \right]$.

7. Определение параметра формы по формуле:

$$\eta = \frac{\ln \ln \left[\frac{100}{100 - \left(\frac{(i-c)100}{n-2c-1} \right)} \right]_{\max} - \ln \ln \left[\frac{100}{100 - \left(\frac{(i-c)100}{n-2c-1} \right)} \right]_{\min}}{(\ln t_b)_{\max} - (\ln t_b)_{\min}}.$$

8. Пп.1 — 7 необходимо повторять до тех пор, пока показатель η не будет удовлетворять условию $\eta \in 1 \pm \varepsilon$, где ε — определяется точностью вычисления величины η .

Параметры a и b аппроксимирующей прямой определяются по формулам [5]:

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^n x_i y_i - \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n y_i}{n \sum_{i=1}^n (x_i)^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2};$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n y_i - a \sum_{i=1}^n x_i}{n},$$

где $x = \lg(t_b)$, y — квантиль F .

Данное решение имеет итерационный характер и зависит от величины выборки и вида функции кривой квантилей, построенных в специальных шкалах.

Объем обрабатываемой выборки n определяется с помощью задания доверительной вероятности $(1 - \alpha)$ и заданного доверительного интервала. В соответствии с [2] формула для объема выборки имеет вид:

$$n = \left[\frac{U_p \cdot \sigma}{(\text{МО} - \hat{\text{МО}})} \right]^2,$$

где $U_p = U_{1-\alpha/2}$ — процентная точка нормального закона двустороннего распределения;



σ^2 — дисперсия параметра η ; $(\text{МО} - \hat{\text{МО}})$ — разница между идеальными и оцененными

значениями математического ожидания (МО принято равным 0).

Значения $\hat{\text{МО}}$ и σ^2 получены в результате статистической обработки летных данных,

а величина разницы $(\text{МО} - \hat{\text{МО}})$ рассчитывалась:

при $\sigma = 0,4434$, $(\text{МО} - \hat{\text{МО}}) = 0,4$ и $\alpha = 0,05$, $n \sim 5$,

при $\sigma = 0,4434$, $(\text{МО} - \hat{\text{МО}}) = 0,3$ и $\alpha = 0,05$, $n \sim 9$.

Методику определения времени перехода $t_{\text{пер}}$ в штатную эксплуатацию предлагается использовать в послеполетной обработке на борту ВС с помощью ВСС.

В качестве иллюстрации рассмотрим пример.

Для обработки были использованы экспериментальные данные, частично приведенные в таблице 1 (для одного из самолетов рассматриваемого типа).

Таблица 1

NN	$t_{\text{наработки в полете за рейс, ч-мин}}$	Наработка с начала экспериментов ч-мин	Наименование неисправного блока, его номер, наработка на отказ
1	2-30	99-00	BCC-95-1B №03024/671ч; DME/P-85 №0117/99ч
2	2-30	101-20	BBC-3000 №03026/99ч
3	2-20	103-40	DME/P85 №0093/103ч; МФИ2000 № /911
4	5-00	108-40	КП3ТС-95м (2к та); BCC95(3к- та); BBC3000 (2к та); МФИ2000
5	35-00	143-40	КП3ТС95м (2к-та); BCC-95 (3к-та); BBC-3000 (2к-та); DME/P-85
6	6-35	150-15	
7	1-05	151-20	BCC-95 (3 к-та); BBC3000№03026/106ч, №
8	4-20	155-40	
9	38-05	193-45	BCC-95 (3 к-та); BBC3000№03026/144ч, CBC-85
10	4-00	197-45	
11	7-50	205-35	
12	10-05	215-40	BCC-95-1B №03033/124час
13	14-20	230-00	
14	8-10	238-10	CBC-85 №0126003/238час
15	1-45	239-55	BCC-95 (3 к-та); BBC3000 (2 к-та); МФИ2000; КПРТС95М
16	9-00	248-55	
17	3-45	252-40	
18	8-40	261-20	
19	9-10	270-30	BCC-95-1B №03024/263ч; №02014,263 ч; № 03033/146
20	9-35	280-05	
21	9-05	289-10	
22	15-55	305-05	
23	8-25	313-30	LTN-101 GNADIRUN №4151/314час
24	6-30	320-00	
25	1-00	321-00	
26	0-30	321-30	
27	1-00	322-30	
28	7-30	330-00	BCC-95-1B №03024/323ч (заменен на 020020/1433г)
29	1-15	331-15	
30	5-30	336-45	
31	1-00	337-45	
...
70	20-45	502-35	РСБН85 №10032
71	1-10	503,45	
...

Примечание: любая неисправность, выявленная во время испытания, в расчете принимается как отказ.

В соответствии с алгоритмом были определены выборки размером $n = 10$. Для каждой выборки были построены графики на вероятностной бумаге (рис. 4).

По формулам аппроксимации МНК получены показатели формы η закона Вейбулла.

Анализ результатов, приведенных на рис. 4, показывает, что начиная с 9-й выборки, когда выполняется условие $\eta < 1$, НК рекомендован для эксплуатации.

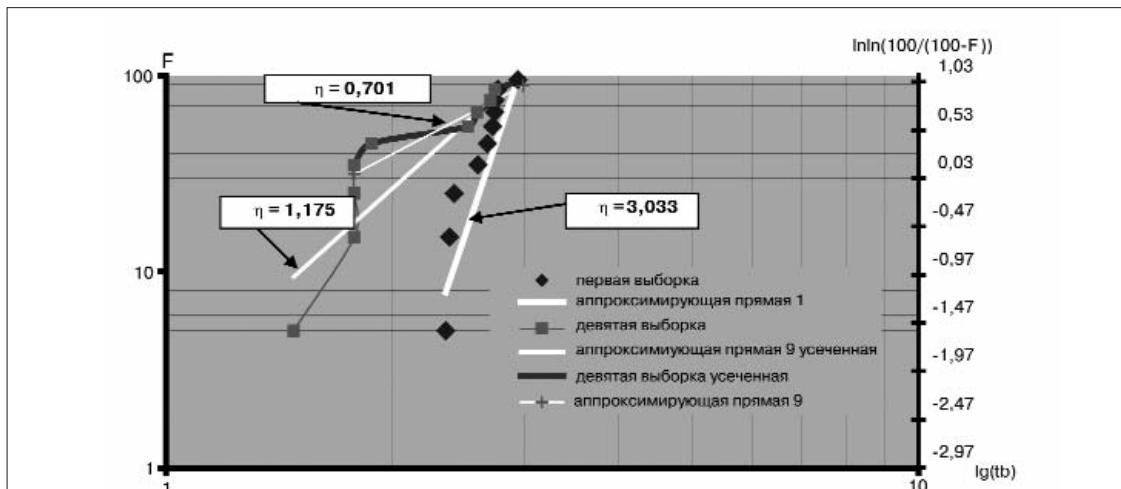


Рис. 4. Пример графиков на вероятностной бумаге (выборка и ее аппроксимация) по результатам 1-го и 9-го экспериментов из табл. 1

Выводы

- Предлагаемая методика позволяет оценить изменение параметра формы закона распределения Вейбулла и определять время перехода $t_{\text{пер}}$ НК с учетом функциональных отказов в эксплуатацию.
- Число итераций при определении параметра формы η зависит от величины обрабатываемой выборки. Проведенное исследование показывает, что число итераций колеблется от 5 до 9.
- Общее число испытаний, которое было проведено, чтобы выдать рекомендации о возможности перехода в эксплуатацию, равно 31 (241 ч) за 2...3 месяца.

Литература:

- Г. Хан, С. Шапиро. Статистические модели в инженерных задачах. М.: Мир, 1969.
- Дэвид Дж. Смит. Безотказность, ремонтопригодность и риск. Практические методы для инженеров, включая вопросы оптимизации надежности и систем, связанных с безопасностью. М.: ООО «Группа ИДТ», 2007.
- И. А. Ушаков. Курс теории надежности систем. М.: Дрофа, 2008.
- Н. Джонсон, Ф. Лион. Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. М.: Мир, 1980.
- Дмитриев В.А. Надежность технических систем[Электронный ресурс]/Самарский государственный технический университет— Электрон.дан. (1 файл).—http://www.sampm.ru/index1.files/NTS_lekcii.doc.— 09.07.2007.



УДК 629.7.075

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ВЗЛЕТА НА ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАДАННОЙ СХЕМЫ ВЫЛЕТА

М.Р. АЛКИНА, Н.А. ЗАЙЦЕВА, д.т.н.,
И.В. КАЛИНИНА, к.т.н., А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н.,
Т.П. ТКАЧЕВА, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье оценивается возможность выполнения заданной схемы вылета при различных начальных условиях. Разработан метод, определяющий возможность вылета при текущих метеоусловиях и заданном весе самолета. Результаты предлагаемого метода подтверждаются математическим моделированием и стендовыми испытаниями.

Схемы SID уникальны и строятся с учетом особенностей рельефа местности в зоне аэродрома вылета, наличия препятствий, близости и расположения воздушных трасс, а также населенных пунктов[1].

Взлет и полет по стандартной схеме вылета SID (*Standart Instrument Departure*) является одним из самых напряженных и ответственных этапов с точки зрения обеспечения безопасности полета. Это обусловлено тем, что процедура вылета в зоне аэродрома строго определена и требует выдерживания пространственной траектории.

Данные об аэродромах, взлетно-посадочных полосах (ВПП) и характеристики стандартных схем вылета представлены в навигационной базе данных (НБД) в соответствии с ARINC-424. Для каждой ВПП имеется перечень схем вылета.

Взлетные характеристики воздушного судна (ВС) и изменяющиеся метеоусловия на аэродроме вылета накладывают ограничения на возможность выполнения той или иной схемы.

Выбор схемы SID в настоящее время возложен на службу управления воздушным движением (УВД). Связь между бортом и службой УВД в процессе утверждения схем вылета ведется с помощью речевых сообщений. В настоящее время в рамках внедряемой концепции CNS/ATM (*Communications, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management*), предполагается использование цифрового канала передачи данных «борт/земля». В связи с этим часть речевых сообщений может быть заменена на электронные.

Для построения области допустимых изменений начальных условий взлета для заданной схемы SID необходимо наличие в бортовом вычислителе НБД и базы данных летно-технических характеристик (ЛТХ).

Полученная с помощью предлагаемого в данной статье метода информация может быть передана диспетчеру по каналу цифровой передачи данных «борт/земля», что даст возможность автоматизировать процедуры выбора SID, упрощая тем самым переговоры с диспетчером и сокращая время предполетной подготовки.

На рис. 1 приведены примеры схем *SID*, приписанных к аэродрому города Алматы, в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

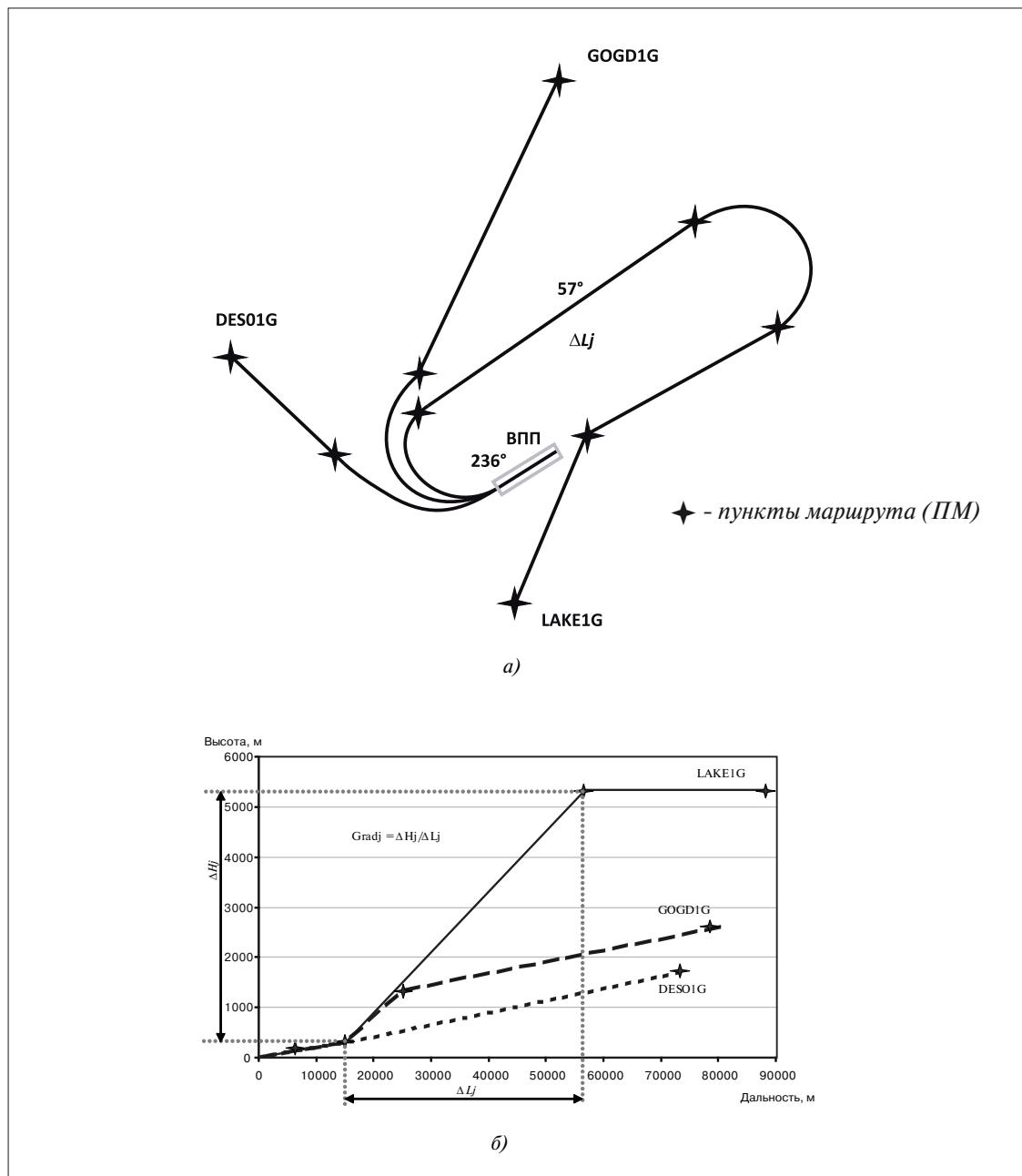


Рис. 1. Пример схем вылета с аэродрома города Алматы: а) горизонтальная плоскость, б) вертикальный профиль

Вертикальный профиль схем вылета характеризуется градиентом набора высоты, зависящим от этапа взлета и типа ВС. Общим требованием при выполнении схем вылета является неотрицательное значение градиента. Градиент набора высоты *Grad* определяется отношением



изменения высоты ΔH_j на j -м участке SID к изменению горизонтальной дистанции ΔL_j этого

$$\text{участка в процентах } \text{Grad} = \frac{\Delta H_j}{\Delta L_j} \cdot 100\% \quad [2].$$

Потребный градиент может быть определен с помощью информации о схемах SID , содержащейся в навигационной базе данных. В таблице 1 приведены потребные градиенты набора высоты для каждого участка схем вылета, представленных на рис. 1.

Таблица 1. Потребные градиенты набора высоты

Номер участка схемы SID	Потребный градиент набора высоты %		
	LAKE1G	GOGD1G	DESO1G
1 участок	2,2392	2,2304	2,2333
2 участок	1,8003	1,8076	1,8056
3 участок	12,0312	2,3832	10,2451
4 участок	0	2,3927	2,3049

Располагаемый градиент набора высоты – это максимально допустимый градиент на данном участке набора высоты для данного типа ВС с учетом его загрузки и текущих метеоусловий на аэродроме вылета. Располагаемые градиенты определяются разработчиками ВС и выдаются в виде номограмм в табличном или графическом виде. В качестве примера на рис. 2 приведена номограмма определения располагаемого градиента набора высоты в точке с высотой 120 м над поверхностью взлета. Располагаемый градиент набора высоты зависит от атмосферных условий, высоты аэродрома вылета и взлетной массы.

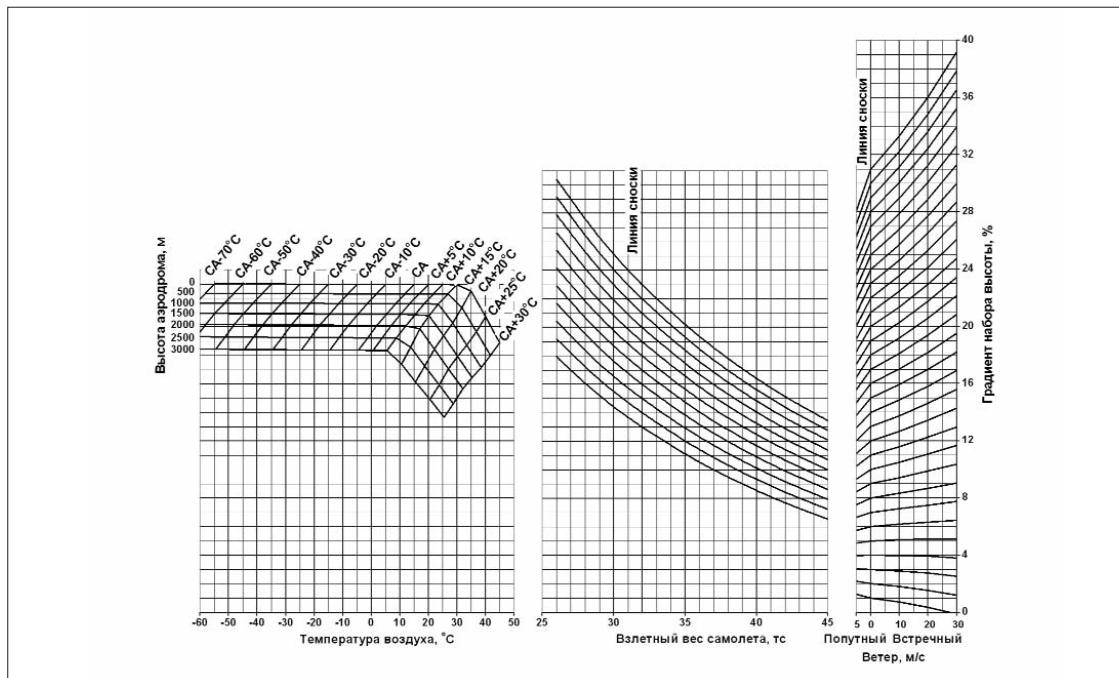


Рис. 2. Номограмма определения располагаемого градиента набора высоты в точке с высотой 120 м над поверхностью взлета

При разработке метода оценки возможности выполнения заданной схемы вылета при различных начальных условиях учитывалось основное требование выдерживания потребного градиента набора высоты на каждом участке схемы вылета:

$$\Delta \text{Grad}_j = (\text{Grad}_j^{\text{РАСП}} - \text{Grad}_j^{\text{ПОТР}}) \geq 0, \quad j = \overline{I, J}, \quad (1)$$

т.е. располагаемый градиент набора высоты в каждой точке схемы вылета должен быть по крайней мере не меньше потребного, что обеспечивает выполнение заданного вертикального профиля схемы вылета [3].

Определим область допустимых изменений взлетной массы, температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра на аэродроме вылета, в пределах которой возможен вылет по заданной схеме *SID* с учетом:

- параметров пространственной траектории заданной схемы *SID* (потребного градиента набора высоты и заданного путевого угла на каждом из участков схемы);
- изменения скорости среднего ветра в приземном слое атмосферы в зависимости от высоты;
- изменения температуры наружного воздуха в зависимости от высоты (с учетом вероятного отклонения от стандартной атмосферы);
- эксплуатационных ограничений по температуре, скорости и составляющих ветра на направление полета ВС и взлетному весу согласно техническому заданию на самолет.

Для решения поставленной задачи воспользуемся номограммами для определения расположенного градиента набора высоты в трех характерных точках 10,7; 120 и 450 м (пример номограммы определения расположенного градиента набора высоты в точке с высотой 120 м приведен на рис. 2). С помощью стандартной процедуры, реализованной в ВСС для обращения к номограммам [4], может быть определен любой из параметров номограммы при известных остальных, связанных между собой следующей функциональной зависимостью:

$$\text{Grad}^{\text{РАСП}} = f(H_{AB}, T, G_{\text{ВЗЛ}}, U),$$

где H_{AB} – высота аэродрома вылета, T – температура наружного воздуха, $G_{\text{ВЗЛ}}$ – взлетный вес ВС, U – проекция вектора скорости ветра на направление ВПП.

Каждый из этих параметров может принимать любое значение в пределах эксплуатационных ограничений, указанных в ТЗ на ВС, так, например, рассмотрим случай, когда: $U = -30 \div 30 \text{ м/с}$, $T = -60 \div 55 \text{ }^{\circ}\text{C}$, $G_{\text{ВЗЛ}} = 25 \div 45 \text{ т}$. Варьируя каждый из параметров в указанном диапазоне, определяем граничные значения взлетного веса, температуры, проекции скорости ветра на направление полета ВС, при которых согласно ЛТХ на данное ВС выполняется условие $\text{Grad}^{\text{РАСП}} = \text{Grad}^{\text{ПОТР}}$, определяющее границу прохождения ВС заданной схемы *SID*.

На рис. 3 представлен алгоритм определения области допустимых изменений начальных условий взлета. На схеме приняты обозначения: $U_{AB}^{\text{доп}}$ – допустимое значение составляющих скорости ветра на направление ВПП, $T_{AB}^{\text{доп}}$ – допустимая температура воздуха на аэродроме, U – дискрет изменения модуля скорости ветра, G – дискрет изменения взлетной массы.

Для примера в качестве аэродрома вылета (AB) рассмотрим аэродром г. Алматы. Его высокогорное расположение и изменчивость розы ветров, а также сложная конфигурация схемы вылета, учитывающая наличие вблизи аэродрома горных массивов, осложняет условия взлета.

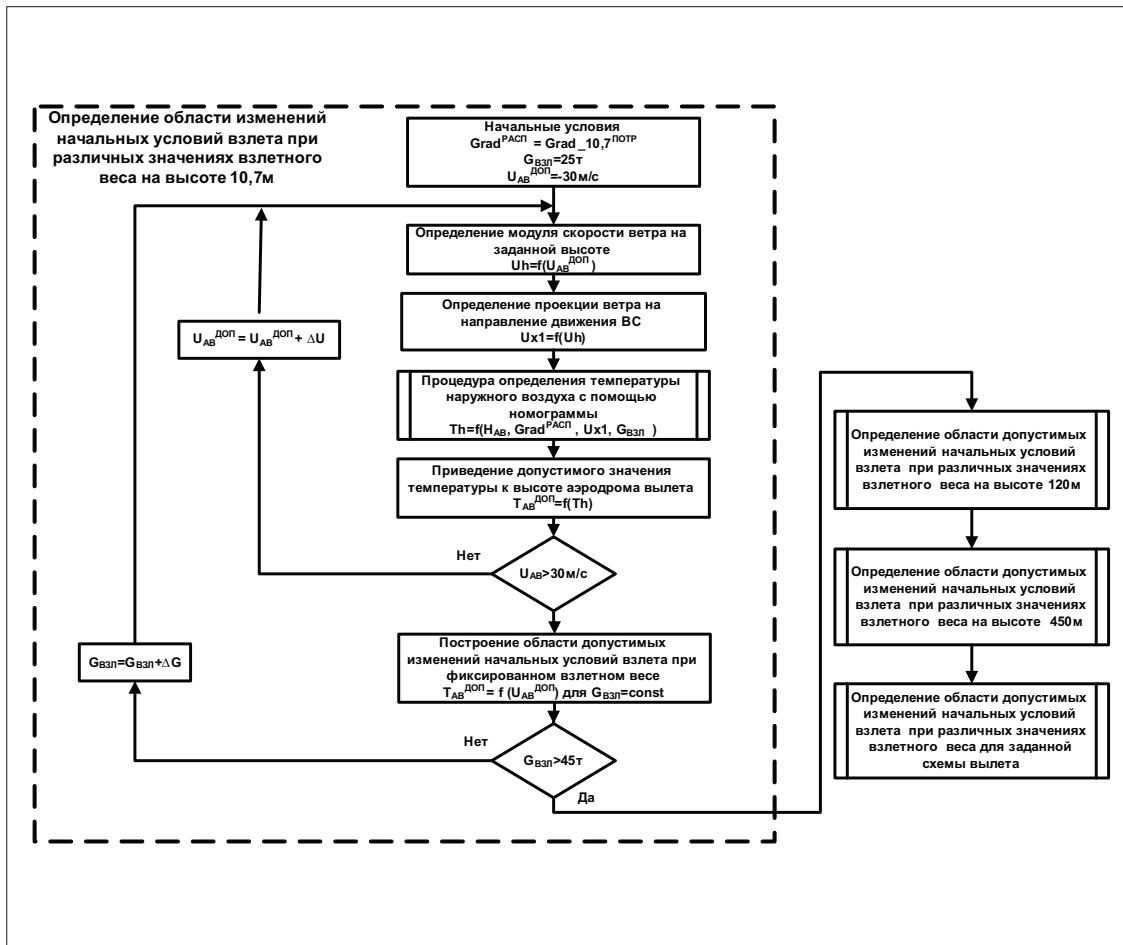


Рис. 3. Алгоритм определения области допустимых изменений начальных условий взлета

Определим область допустимых изменений начальных условий взлета на примере схемы *Lake1G*. Схема имеет сложную для выполнения пространственную траекторию (потребный градиент набора высоты на одном из начальных участков составляет 12% с изменением курса после достижения высоты 300 м на 180° относительно направления взлета).

Исходные данные для построения области допустимых изменений начальных условий взлета: высота аэродрома вылета $H_{AB} = 681$ м, истинный курс полосы ИК_{ВПП} = 56°, направление ветра $\delta_v = 56^\circ$, взлетная масса $G_{B3Л} = 37$ т.

Области допустимых изменений температуры и составляющих скорости ветра на направление ВПП для высот 10,7; 120 и 450 м при фиксированной взлетной массе $G_{B3Л} = 37$ т представлены на рис. 4а ÷ 4в соответственно.

Результирующая область допустимых изменений начальных условий взлета определяется пересечением соответствующих областей для высот 10,7; 120 и 450 м (рис. 4г). Анализ данных (рис. 4г) показывает, что для выполнения воздушным судном схемы вылета *Lake1G* со взлетной массой $G_{B3Л} = 37$ т допустимо любое изменение указанных параметров внутри заштрихованной области.

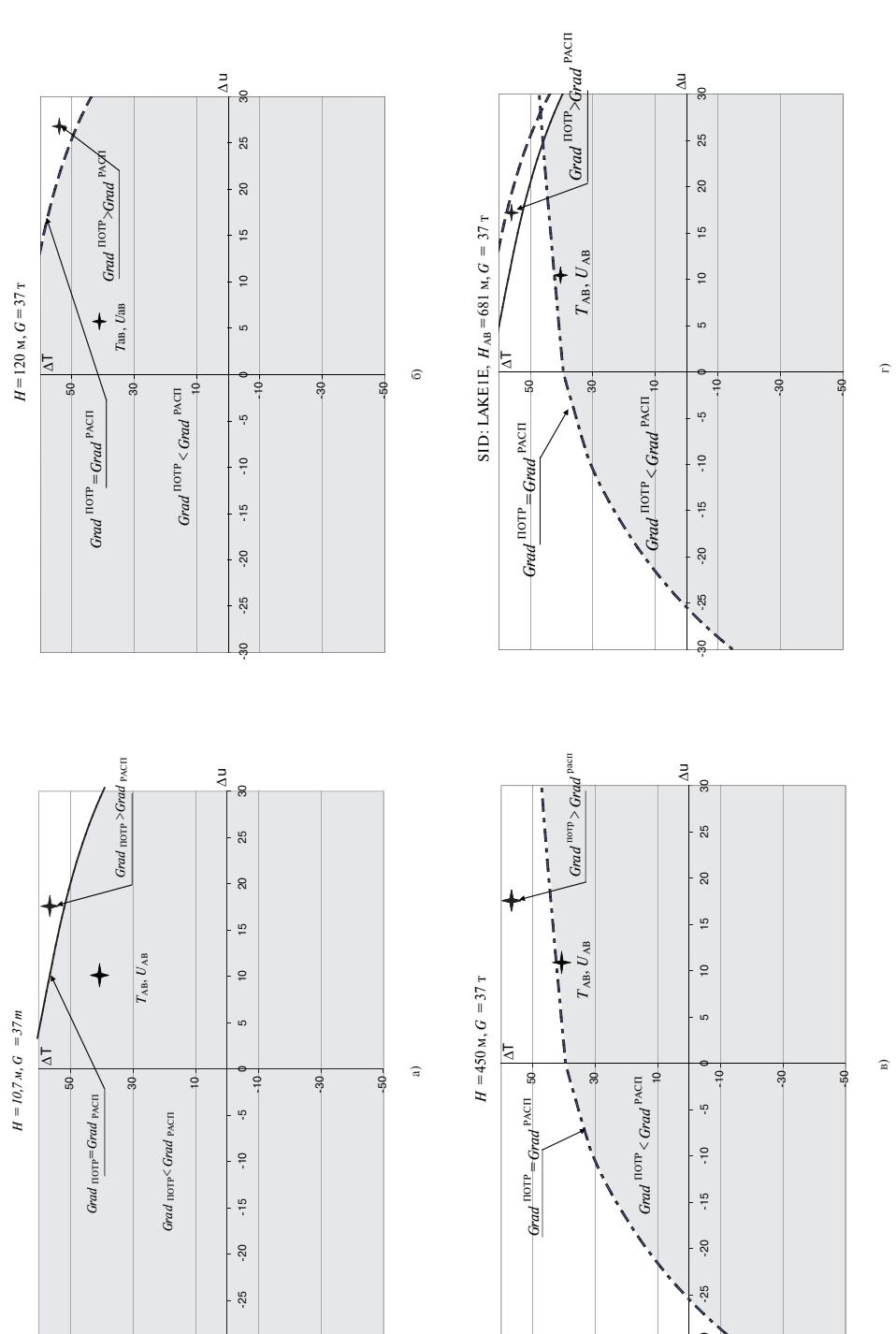


Рис. 4. Построение областей допустимых изменений начальных условий взлета для схемы LAKE1G



При увеличении взлетной массы область допустимых изменений начальных условий взлета сужается (рис. 5 а, б).

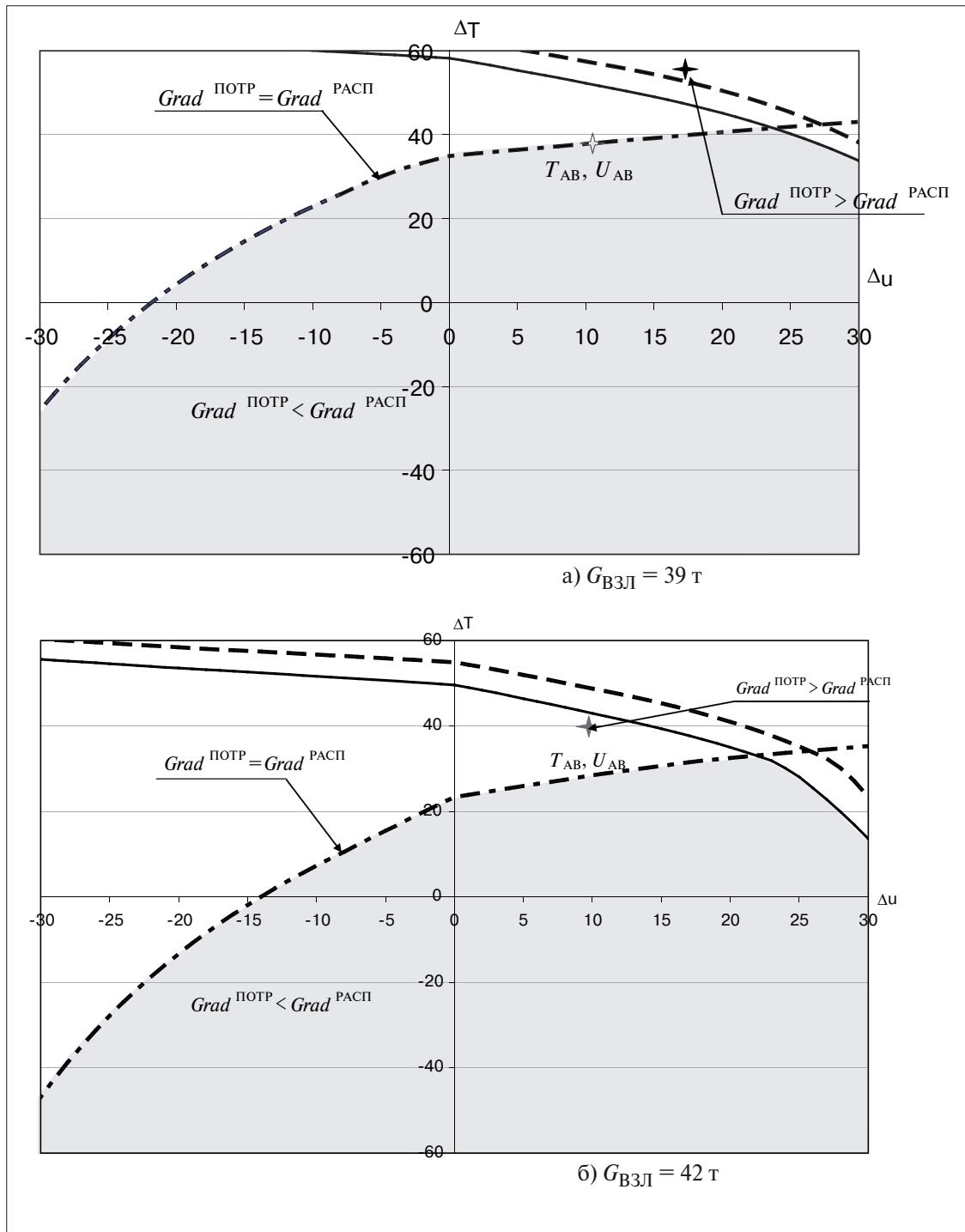


Рис. 5. Область допустимых изменений начальных условий взлета схемы LAKE1G при различных значениях взлетной массы ВС

Выводы

1. Полученные в результате математического моделирования области допустимого изменения начальных условий взлета позволяют оценить возможность вылета по выбранной схеме на этапе предполетной подготовки.
2. Предлагаемый метод может быть использован для автоматизации выбора схемы вылета в рамках внедряемой концепции CNS/ATM.

Литература

1. Авиационный справочник. База данных навигационной системы. (Спецификация ARINC 424-16), М., 2004.
2. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Летно-исследовательский институт им М.М. Громова, 1994.
3. Голованов Н.А, Зайцева Н.А., Калинина И.В., Ткачева Т.П. Выбор предпочтительной схемы вылета воздушного судна из всех схем, приписанных к одной взлетно-посадочной полосе. «Авиакосмическое приборостроение». №7 М., 2007.
4. Алкина М.Р., Калинина И.В. Автоматизации расчета взлетных летно-технических характеристик. «Гироскопия и навигация», СПб, 2005.



УДК.621.396.988

СИНТЕЗ И ОРГАНИЗАЦИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМА КОИ ДЛЯ НАВИГАЦИОННОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

*Е.А. ИЗМАЙЛОВ д.т.н., О.А. КАРУЗИН, А.А. ЛИСИН к.т.н
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

Рассмотрены вопросы синтеза сравнительно простого квазиоптиmalьного навигационного алгоритма комплексной обработки информации, учитывающего специфику движения самолета. Представлена разработанная методика отладки алгоритма при цифровом полунатурном моделировании его работы. Приведены результаты испытаний функционирования синтезированного алгоритма комплексной обработки информации системы БИНС-Т на самолете Ил-96-300.

В настоящее время с целью получения требуемой точности самолетовождения широко используются навигационные комплексы, построенные на базе датчиков разной физической природы [1]. Информация от этих датчиков обрабатывается в бортовом вычислителе в соответствии с алгоритмом комплексной обработки информации (КОИ). В качестве основной составляющей алгоритма КОИ рассматривается процедура оценки вектора состояния погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Указанная процедура производится непосредственно в бортовом вычислителе БИНС, с формированием на ее выходе кроме чисто инерциальной информации, информации, полученной на основе результатов КОИ как в режиме «Коррекция», так и в режиме «Прогноз». В работе предлагается оценивать погрешности БИНС с помощью классического алгоритма оптимальной фильтрации Калмана (ОФК) с привлечением дополнительно радиотехнической информации от спутниковой навигационной системы (СНС) [1], не входящей в состав БИНС. При этом в процессе максимального упрощения искомых алгоритмов в работе учитывались следующие факторы:

- 1) специфика динамики движения тяжелого самолета;
- 2) возможный уровень погрешностей априорного задания параметров ОФК;
- 3) требования к точностным характеристикам КОИ;
- 4) минимизация загрузки вычислителя;

1. Синтез квазиоптиmalьного фильтра Калмана

Для упрощения Калмановской процедуры [2] примем, что движение центра масс самолета осуществляется с квазистационарными относительными скоростями.

Представим известные уравнения погрешностей БИНС [3] в следующем виде

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{r}}'_N = \delta V'_N \\ \delta \dot{V}'_N = \mathbf{g}\alpha_E + \mathbf{C}_N^n + \mathbf{C}_N \\ \dot{\alpha}_E = -\frac{\delta V'_N}{R} + v_N^n + v_E ; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{r}}'_E = \delta V'_E \\ \delta \dot{V}'_E = -\mathbf{g}\alpha_N + \mathbf{C}_E^n + \mathbf{C}_E \\ \dot{\alpha}_N = \frac{\delta V'_E}{R} + v_E^n + v_N ; \end{cases} \quad (2)$$

$$\dot{\beta}_Z = v_{NE}^n + v_Z . \quad (3)$$

Уравнения (1) записаны в проекциях на оси горизонтального географического трехгранника с использованием следующих обозначений

$$\begin{cases} \delta V'_N = \delta V_N - V_E \beta_z \\ \delta V'_E = \delta V_E + V_N \beta_Z ; \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \beta_N = \alpha_N - \frac{\Delta r_E}{R} \\ \beta_E = \alpha_E + \frac{\Delta r_N}{R} ; \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \mathbf{C}_N^n = -V_E (\omega_N \beta_E - \Omega_E \beta_N) + \beta_Z \dot{V}_E - 2U_Z \delta V_E \\ \mathbf{C}_E^n = -V_N (\omega_N \beta_E - \Omega_E \beta_N) + \beta_Z \dot{V}_N - 2U_Z \delta V_N ; \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} v_N^n = \omega_E \beta_Z - U_Z \beta_E \\ v_E^n = \omega_N \beta_Z - U_Z \beta_N ; \end{cases} \quad (7)$$

$$v_z^n = \omega_N \beta_E - \Omega_E \beta_N , \quad (8)$$

где

$\Delta r_i'$ — полные ошибки координат;

$\delta V_i'$ — полные ошибки скорости;

ΔV_i — динамические ошибки скорости;

β_i — кинематические ошибки;

$\delta V_{N,E}$ — динамические ошибки определения горизонтальных составляющих относительной скорости;



$\alpha_{N,E}$ – вектор малого угла ошибки построения вертикали;

R – радиус земли;

$v_{N,E,Z}$ – дрейфы гироскопов;

$C_{N,E}$ – нули акселерометров;

$v_{N,E}^n$ – приведенные уходы гироскопов, вызванные, в основном, наличием перекрестных динамических связей;

$C_{N,E}^n$ – приведенные систематические погрешности акселерометров;

ω_i – составляющие абсолютной угловой скорости «платформы» в проекциях на соответствующие оси;

Ω_i – составляющие угловой скорости «платформы» относительно Земли;

U_i – проекции угловой скорости Земли на оси «платформы».

Системы уравнений (1) и (2) можно рассматривать как уравнения маятника Шулера при наличии внешних возмущений $C_{N,E}, v_{N,E}, C_{N,E}^n, v_{N,E}^n$. Примем, что в процессе стационарного полета выполняются условия $C_{N,E} \approx const, v_{N,E} \approx const$. Тогда можно найти коэффициенты для двух ОФК 1-го порядка и двух ОФК 3-го порядка. Для получения искомых математических выражений воспользуемся известными соотношениями между коэффициентами и элементами матрицы дисперсий погрешностей оценки ОФК [1]. В результате будем иметь следующие уравнения динамической системы соответствующего фильтра.

В аналоговой форме:

$$\begin{cases} \delta \hat{V}_E = -g \dot{\hat{\alpha}}_N \\ \dot{\hat{\alpha}}_N = \frac{\delta \hat{V}_E}{R} + \hat{v}_N \\ \dot{\hat{v}}_N = 0 . \end{cases} \quad (9)$$

В цифровой форме:

$$\begin{cases} \delta \hat{V}_E = \delta \hat{V}_E - hg \hat{\alpha}_N \\ \hat{\alpha}_N = \hat{\alpha}_N + h \left(\frac{\delta \hat{V}_E}{R} + \hat{v}_N \right) \\ \hat{v}_N = \hat{v}_N , \end{cases} \quad (10)$$

где h – шаг интегрирования.

Тогда переходная матрица Φ имеет вид

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & -hg & 0 \\ h \frac{1}{R} & 1 & h \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} . \quad (11)$$

Вектор состояния ОФК

$$\hat{x} = (\hat{d}\hat{V}_E, \hat{\alpha}_N, \hat{v}_N)^T . \quad (12)$$

Матрица измерений

$$H = (1 \ 0 \ 0). \quad (13)$$

Матрица интенсивности белых гауссовых шумов внешних воздействий

$$Q = \begin{pmatrix} q_{11} & 0 & 0 \\ 0 & q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & q_{33} \end{pmatrix}, \quad (14)$$

где q_{ii} – интенсивность шумовых воздействий.

Подставив (10)÷(14) в известные матричные соотношения для ОФК [1], рассчитаем дисперсионную матрицу ошибок оценивания.

В режиме «Прогноз»

$$\tilde{p} = \Phi p \Phi^T + Q \quad \text{или} \quad \left\{ \begin{array}{l} \tilde{p}_{11} = p_{11} - 2hgp_{12} + h^2 g^2 p_{22} + q_{11} \\ \tilde{p}_{12} = \tilde{p}_{21} = p_{11}h \frac{1}{R} + p_{12} \left(1 - h^2 \frac{g}{R} \right) + hp_{13} - h^2 gp_{23} - hgp_{22} \\ \tilde{p}_{13} = \tilde{p}_{31} = p_{13} - hgp_{23} \\ \tilde{p}_{22} = p_{22} + \frac{h^2}{R^2} p_{11} + 2 \frac{h}{R} p_{12} + h^2 \frac{1}{R} p_{13} + 2hp_{23} + h^2 p_{33} + q_{22} \\ \tilde{p}_{23} = \tilde{p}_{32} = h \frac{1}{R} p_{13} + p_{23} + hp_{33} \\ \tilde{p}_{33} = p_{33} + q_{33}, \end{array} \right. \quad (15)$$

где \tilde{p} – значения априорных матриц дисперсий.

Матричный коэффициент усиления

$$K = \tilde{p} H^T [H \tilde{p} H^T + r_V]^{-1} \quad \text{или} \quad K_V = \frac{1}{\tilde{p}_{11} + r_V} \begin{pmatrix} p_{11} \\ p_{12} \\ p_{13} \end{pmatrix}, \quad (16)$$

где r_V – интенсивность белого шума погрешностей измерений скорости СНС.

В режиме «Коррекция»

$$p = (E - KH) \tilde{p} \quad \text{или} \quad \left\{ \begin{array}{l} p_{11} = \tilde{p}_{11} \left(1 - \frac{\tilde{p}_{11}}{\Delta} \right) \\ p_{12} = p_{21} = \tilde{p}_{12} \left(1 - \frac{\tilde{p}_{11}}{\Delta} \right) \\ p_{13} = p_{31} = \tilde{p}_{13} \left(1 - \frac{\tilde{p}_{11}}{\Delta} \right) \\ p_{22} = \tilde{p}_{22} - \frac{\tilde{p}_{12} \tilde{p}_{12}}{\Delta} \\ p_{23} = p_{32} = \tilde{p}_{23} - \frac{\tilde{p}_{13} \tilde{p}_{12}}{\Delta} \\ p_{33} = \tilde{p}_{33} - \frac{\tilde{p}_{13} \tilde{p}_{13}}{\Delta}, \end{array} \right. \quad (17)$$



где p – значения апостериорных матриц дисперсий;

$$E = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$\Delta = \frac{(2\tilde{p}_{11} + r_v)\tilde{p}_{11}}{2\tilde{p}_{11} + r_v - 1}.$$

В режиме «Коррекция»

$$\hat{x} = \hat{x} + K_V(Z_V - H\hat{x}) \quad \text{или} \quad \begin{cases} \delta\hat{V}_E = \delta\hat{V}_E + K_{V1}(Z_V - \delta V_E) \\ \hat{\alpha}_N = \hat{\alpha}_N + K_{V2}(Z_V - \delta V_E) \\ \hat{v}_N = \hat{v}_N + K_{V3}(Z_V - \delta V_E), \end{cases} \quad (18)$$

где

$$Z_V = V_E^{\text{БИНС}} - V_E^{\text{СИС}}.$$

В режиме «Прогноз»

$$\hat{x} = \Phi\hat{x} \quad \text{или} \quad \begin{cases} \delta\hat{V}_E = \delta\hat{V}_E + gh\hat{\alpha}_N \\ \hat{\alpha}_N = \hat{\alpha}_N + h\left(\frac{\delta\hat{V}_E}{R} + \hat{v}_N\right) \\ \hat{v}_N = \hat{v}_N \end{cases}. \quad (19)$$

Порядок расчета соответствует порядку нумерации.

Порядок расчета коэффициентов позиционного фильтра 1-го порядка аналогичен рассмотренному и приведен, например, в [2].

Таким образом, выше получены простые алгебраические соотношения для коэффициентов ОФК 3-го порядка. Однако выбранная процедура синтеза коэффициентов пренебрегает наличием динамических связей между горизонтальными каналами БИНС. Учтем влияние этих связей с помощью использования соответствующих оценок рассматриваемых фильтров в выражениях для приведенных погрешностей датчиков первичной информации (ДПИ) (6), (7), (8). Тогда выражение (10) можно дополнить следующим образом:

$$\begin{cases} \delta\hat{V}'_E = \delta\hat{V}'_E - hg\hat{\alpha}_N + \hat{c}_E''h \\ \hat{\alpha}_N = \hat{\alpha}_N + h\left(\frac{\delta\hat{V}_E}{R} + \hat{v}_N\right) + \hat{v}_N''h \\ \hat{v}_N = \hat{v}_N \\ \hat{\beta}_Z = \hat{\beta}_Z + (\omega_N\hat{\beta}_E - \Omega_E\hat{\beta}_N)h, \end{cases} \quad (20)$$

где

$$\begin{cases} C_E'' = V_N(\omega_N\hat{\beta}_E - \Omega_E\hat{\beta}_N) + \hat{\beta}_Z\dot{V}_N + 2U_Z\delta\hat{V}_N \\ \hat{v}_N'' = \Omega_E\hat{\beta}_Z - U_Z\hat{\beta}_E \\ \hat{\beta}_E = \hat{\alpha}_E + \frac{\Delta\hat{r}_N}{R} \\ \hat{\beta}_N = \hat{\alpha}_N - \frac{\Delta\hat{r}_E}{R}. \end{cases} \quad (21)$$

Здесь $\hat{\alpha}_E; \delta\hat{V}_N$ – оценки, полученные «северной» частью квазиоптимального фильтра.

Вектор состояния имеет вид

$$\hat{x} = (\Delta\hat{r}_E; \Delta\hat{r}_N; \Delta\hat{V}_E; \Delta\hat{V}_N; \hat{\alpha}_E; \hat{\alpha}_N; \hat{v}_E; \hat{v}_N; \hat{\beta}_Z)^T. \quad (22)$$

Таким образом, коэффициенты фильтрации рассчитываются для «развязанных» каналов (восточного и северного), а влияние перекрестных связей между этими каналами учитывается в переходной матрице квазиоптимального фильтра, т.е. в принятой математической модели погрешностей БИНС 9-го порядка.

Все указанные упрощения справедливы в случае преобладания стационарного движения тяжелого ЛА, например, при движении по ортодромии. Для уменьшения влияния не учтываемых параметров на качество оценок рассмотрим алгоритм, управляющий режимами КОИ.

2. Синтез алгоритма комплексной обработки информации

Рассмотрим алгоритм, управляющий режимами КОИ в зависимости от результатов параметрального контроля измерений, угла разворота самолета, угловых параметров, факта наличия режима «Прогноз» в процессе разворота.

Одной из основных причин появления погрешностей оценки является пренебрежение математической моделью факта переориентации векторов погрешностей ДПИ относительно принятого горизонтального трехгранника в процессе разворота. Для уменьшения влияния этих допущений в алгоритме КОИ анализируется величина крена и изменения истинного курса. В случае наличия режима фильтрации при фиксации начала разворота на два порядка увеличиваются величины предполагаемых интенсивностей шумов ДПИ, что позволяет форсировать процесс слежения за вектором погрешностей и на 50% снизить влияние рассматриваемых нестационарностей. При отсутствии достоверных измерений, т.е. в режиме «Прогноз» анализируется угол разворота. Если этот угол превышает 30° , запомненные оценки погрешностей ДПИ считаются не достоверными и поэтому обнуляются.

При появлении достоверных корректирующих сигналов включение режима активной фильтрации зависит от истории прогноза. Если время предшествующего прогноза было более 5 минут, то фильтр «перезапускается», т.е. назначаются начальные значения матрицы дисперсий и обнуляется полный вектор оценок погрешностей БИНС. Переходный процесс оценки вектора длится 15 минут.

Точность принимаемой корректирующей информации (выходных параметров СНС) проверяется при помощи специального блока контроля измерений. Сущность работы этой части алгоритма КОИ состоит в сравнении невязок, т.е. величин измерений и соответствующих им оценок погрешностей БИНС по координатам и скорости $|\delta r_{N,E} - \hat{\delta r}_{N,E}|; |\delta V_{N,E} - \hat{\delta V}_{N,E}|$.

Для простоты и надежности контроля порог, на величину которого проверяется указанная разность, был выбран постоянным, не зависящим от времени и расчетной дисперсии, т.е. $\Delta\delta r = 10 \text{ км}$, $\Delta\delta V = 3 \text{ м/с}$.

На рис. 1 представлена функциональная схема алгоритма КОИ, построенного на основе полученного квазиоптимального фильтра.

Навигационная информация с выхода БИНС сравнивается с соответствующей достоверной информацией СНС (блок 2) и оценками $H\hat{X}$. В результате получаем невязки, уровень которых проверяется в алгоритме контроля измерений (в блоке управления режимами коррекции, блок 3). Если невязка укладывается в допуск и крен меньше 10° , условный пере-

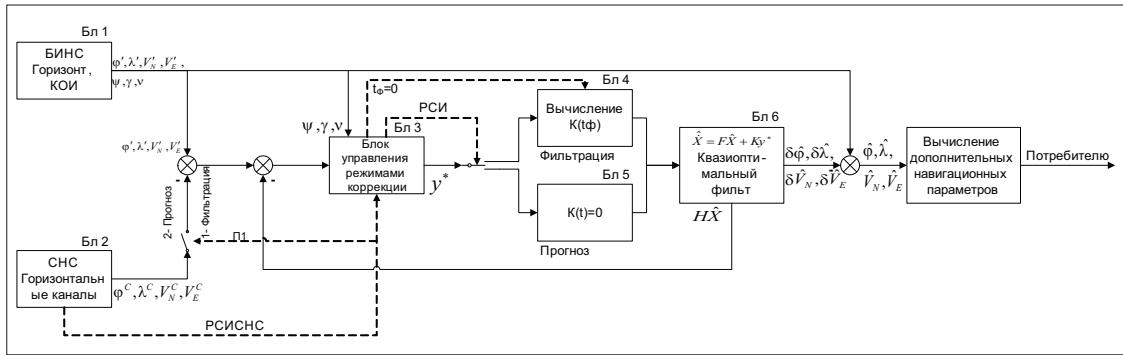


Рис. 1. Функциональная схема алгоритма КОИ

ключатель П2 находится в 1-м положении (переход в блок 4), вычисляются коэффициенты $K(t)$ и, таким образом, идет режим фильтрации (блок 6).

Если встроенный контроль СНС выдает признак недостоверности выходной информации ($РСИ_{СНС} = 0$), то условные переключатели П1 и П2 находятся во 2-м положении, коэффициенты обнуляются (блок 5) и, таким образом, идет режим прогноза (блок 6). Этот режим ($РСИ = 0$) формируется также при $\gamma, v > 10^\circ$ (ввиду предполагаемого увеличения уровня помех СНС). При изменении курса на 30° или длительности режима «Прогноз» более, чем 5 минут, параметр t_Φ , в блоке 3, обнуляется и, таким образом, квазиоптимальный фильтр (блок 6) перезапускается.

Часть шумов радиотехнического датчика, пропускаемая этим относительно «грубым» алгоритмом сглаживается большой инерционностью квазиоптимального фильтра. Степень устойчивости установленного режима $\lambda_{\delta r_{N,E}} = 5 \times 10^{-3}$, $\lambda_{\delta V_{N,E}} = 5 \times 10^{-3}$.

В случае перехода из прогноза в режим активной фильтрации в алгоритме КОИ предусмотрена временная задержка для исключения влияния повышенных погрешностей СНС, возникающих во время смены режимов.

3. Моделирование и отладка алгоритма КОИ

Принятая методика отладки – постепенное увеличение сложности объекта отладки и используемых для этого технологических программ моделирования сигналов (подыгрыш). В начале обработки и анализа функционирования режимов работы фильтра и алгоритма КОИ использовалось математическое моделирование этих режимов на персональном компьютере.

Для анализа эффективности работы квазиоптимального фильтра без использования какого-либо подыгрыша начальное значение вектора состояния принималось отличным от нуля. При этом устраивались программные ошибки и выбиралось время переходного процесса в зависимости от величины возможных в процессе эксплуатации начальных дисперсий и интенсивностей гауссовых шумов ДПИ.

Следующий этап отладки предполагает использование простейшего подыгрыша, т.е. линейной математической модели погрешностей БИНС. Начальное значение этих погрешностей принимается отличным от нуля, вектор состояния фильтра – нулевой. Этот этап отладки предполагает анализ эффективности фильтрации и прогноза при полете с постоянной скоростью по дуге большого круга (штатный режим) и при полете с разворотом, в процессе которого предполагается алгоритмическое увеличение учитываемых в уравнениях фильтра интенсив-

ностей шумов ДПИ. Для этого с целью определения влияния скорости и угла разворота на качество работы квазиоптимального фильтра в уравнениях погрешностей БИНС были приняты гармонические модели изменений приведенных дрейфов и нулей акселерометров.

Рис. 2 иллюстрирует влияние разворота на качество фильтрации. На этом рисунке представлены графики дрейфов (3), (4) и оценок этих дрейфов (1), (2). Первые 3600 секунд моделировался инерциальный режим при полете без разворотов по дуге большого круга. Далее включилась коррекция по информации от СНС и через 1200 секунд включились гармонические модели изменения погрешностей ДПИ. Угловая скорость разворота соответствовала $\gamma_{\text{зад}} = 10^\circ$, длительность разворота 500 секунд. Из графиков видно, что время переходного процесса оценки новых значений дрейфа – 600 секунд после окончания разворота.

С целью дальнейшего изучения точностных свойств синтезированного алгоритма КОИ должен производиться анализ качества работы конкретной системы, состоящий из БИНС и СНС. Поэтому следующий этап отладки – это моделирование коррекции в реальном времени с использованием Code Compozer, сигналов с БИМС-Т, установленной на поворотном столе, и навигационных сигналов СНС-2. Указанные ДПИ разрабатываются в МИЭА. Цель рассматриваемого этапа – отладка приема данных СНС, конкретной бортовой программы и алгоритмов управления режимами работы квазиоптимального фильтра, алгоритма контроля измерений. Рассмотрим процесс отладки каждого режима в отдельности.

Логика ухода в прогноз и включения активной фильтрации проверялась с помощью временного отключения корректирующей информации от СНС-2, а также разворота БИНС на поворотном столе с креном большим или меньшим 10° .

Логика и программа блока контроля измерений проверялась с помощью специальных разворотов БИНС на поворотном столе. Например при имитации движения самолета по «коробочке» с помощью поворотного стола. Здесь фильтрация продолжается 30 минут. Оценка

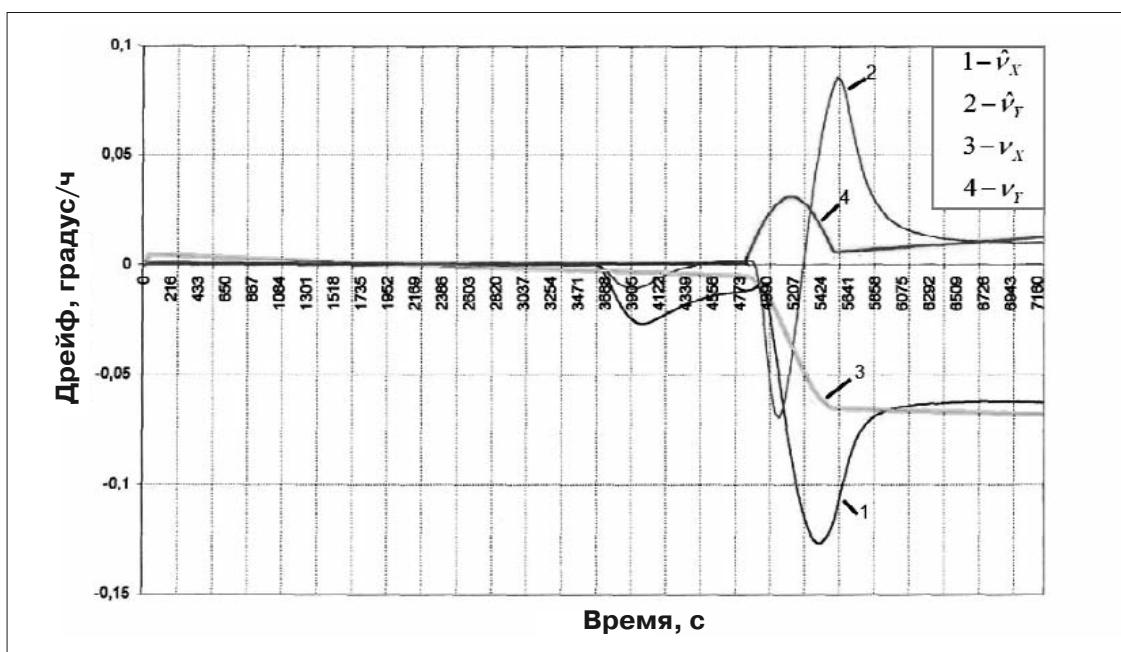


Рис. 2. Оценки дрейфа на развороте



успевает отслеживать изменения соответствующей погрешности. Блок контроля измерений не срабатывает.

4. Программная реализация алгоритма КОИ и результаты летных испытаний

В результате положительных итогов проведенных лабораторных испытаний рассмотренный выше алгоритм КОИ был реализован в бортовом вычислителе конкретной гибридной системы. Эта система состоит из бесплатформенной инерциальной БИНС-Т и спутниковой навигационной системы СНС-2 разработки МИЭА. Вычисления в бортовом компьютере ВИНС производятся в 32-разрядной сетке без использования режима двойной точности вычислений. Как видно из выражений, требуется всего 15 000÷20 000 операций для формирования одного такта квазиоптимальных вычислений. Эти числа в 14 раз уступают количеству аналогичных операций при реализации классического алгоритма ОФК с теми же функциями.

Летные испытания системы БИНС-Т проходили в составе НК самолета Ил-96-300.

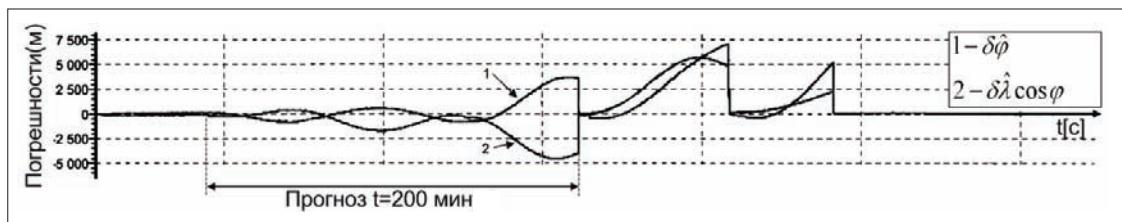


Рис. 3. Погрешности гибридной системы

На рис. 3 приведен график погрешностей гибридной системы по положению. Полет проходил по маршруту Москва-Анадырь. Первая часть полета (0÷4500 с) характеризуется активной фильтрацией. За это время успевают оцениться все корректируемые погрешности БИНС. Вторая часть (4500÷16 500 с) иллюстрирует качество режима «Прогноз» предлагаемого алгоритма.

Третья часть характеризуется недостаточным для оценки полного вектора состояния временем фильтрации ($t < 300$ с). Здесь наблюдается более быстрый рост погрешностей, однако скорость изменения этих погрешностей все-таки уступает инерциальной.

Выводы

Точных характеристики предполагаемого квазиоптимального фильтра удовлетворяют требуемым тактико-техническим характеристикам летательных аппаратов рассматриваемого типа (например, тяжелых магистральных самолетов).

В условиях дефицита вычислительных возможностей бортового компьютера внедрение предлагаемого алгоритма дает дополнительную возможность реализации процесса КОИ или, в случае наличия вычислительных ресурсов, использования освободившихся возможностей для решения других, не менее важных навигационно-пилотажных задач.

Учет специфики движения тяжелого магистрального самолета дает возможность упрощения алгоритма КОИ без существенной потери точности гибридных навигационных параметров.

Представляется актуальным развитие обсуждаемого подхода синтеза сравнительно простых алгоритмов КОИ для использования их на средних магистральных самолетах с оценкой азимутальной погрешности на разворотах.

Представляется актуальным использование предполагаемого алгоритма КОИ не только для коррекции, но и для выставки на земле (с целью сокращения бортовой программы и увеличения точности выставки).

Используемая литература

1. Н. Т.Кузовков, С.В.Карабан, О.С.Салычев, Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации. М. Машиностроение, 1978. 222 с.
2. Х.Квакернаак, Р.Сиван, Линейные оптимальные системы управления, М. Мир, 1977, 650 с.
3. Голован А.А., Парусников Н.А., Математические основы навигационных систем, ч. II, М. МГУ, 2007, 112 с.



УДК 629.7.05; 531.383

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Е.А. ИЗМАЙЛОВ, д.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрены специфические требования, предъявляемые к чувствительным элементам бесплатформенных инерциальных систем. Приведен анализ состояния разработки технологий чувствительных элементов, адаптированных к условиям работы в таких системах. Представлены результаты летных испытаний системы, построенной на лазерных гироскопах и кварцевых акселерометрах.

Базовым направлением развития инерциальных систем летательных аппаратов является технология бесплатформенных систем. Это определяется целым рядом известных преимуществ таких систем, и в первую очередь, надежностью и резким повышением технического ресурса. По своему назначению рассматриваемые системы можно подразделить на:

- инерциальные навигационные системы (БИНС);
- гиро- и курсовертикали (БКВ);
- информационные системы (приборы) каналов управления и стабилизации движения летательного аппарата (как правило, это резервные системы) (БИИБ).

Объем и точность формирования выходной информации определяется типом системы, что находит свое прямое отражение на требованиях к точности используемых в системе инерциальных чувствительных элементов (ЧЭ) – гироскопов и акселерометров. Так, например, требования к точности гироскопов БИНС на 5 – 6 порядков выше аналогичных требований к гироскопам БИИБ.

Указанное базовое направление определяет и тенденции развития технологий инерциальных ЧЭ, так как чувствительный элемент должен быть максимально адаптирован к условиям применения в бесплатформенной системе. Изменение требований к чувствительным элементам в наиболее общем виде прослеживается на примере БИНС. Специфика БИНС, заключающаяся в жесткой привязке блока ЧЭ к осям объекта, то есть замене физической платформы математической, является основой формирования дополнительных требований, в первую очередь, к гироскопическим чувствительным элементам. Это непосредственно следует из рассмотрения упрощенной структурной схемы формирования погрешности инерциальной системы в режимах автономной начальной выставки и навигации (рис.1).

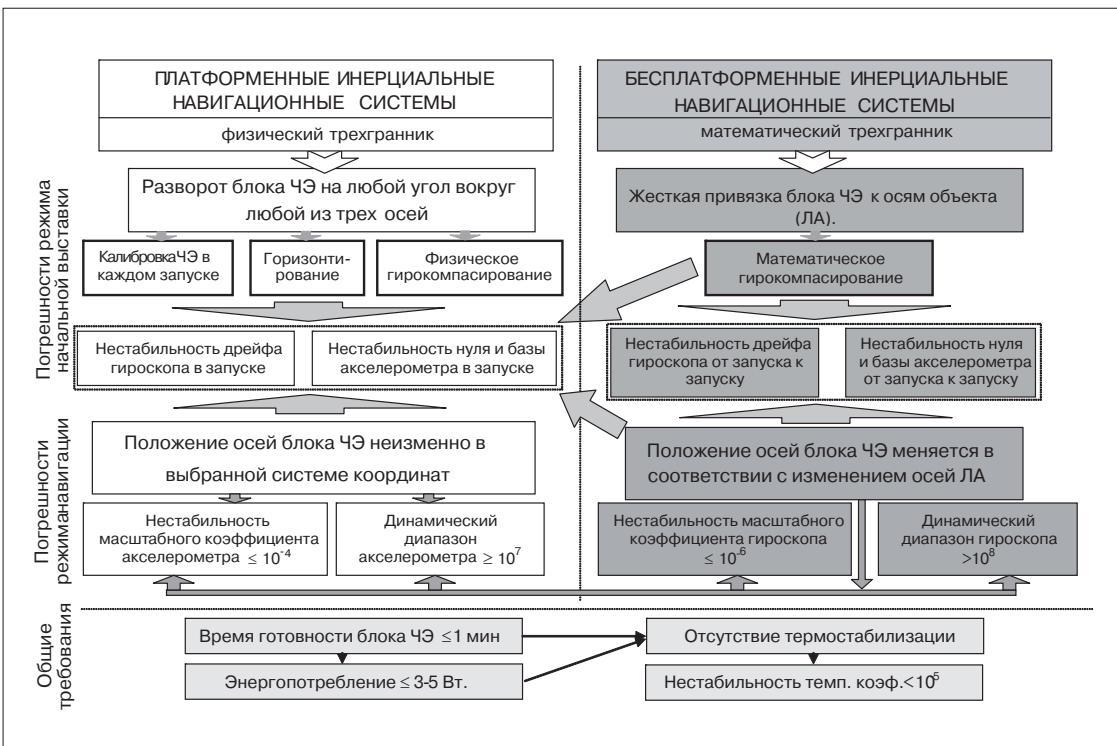


Рис. 1. Схема формирования погрешности инерциальной навигационной системы

В самом деле, если наличие реальной платформы позволяет при каждом включении системы произвести калибровку ЧЭ, их горизонтизование и физически произвести ориентацию осей платформы путем двойного гирокомпасирования, то математическая платформа исключает возможность реализации этих процедур. При этом понятно, что погрешность начальной выставки БИНС будет определяться не только нестабильностью дрейфовых характеристик ЧЭ в запуске, но и их нестабильностью от запуска к запуску, а также нестабильностью масштабного коэффициента гироскопа.

В платформенной системе в режиме «Навигация» гироскоп выполняет роль нуль-индикатора, в случае использования инерциальной системы координат, или задатчика малой угловой скорости облета Земли, для географической системы координат. Динамический диапазон угловых скоростей объекта парируется следящей системой платформы. Поэтому к гироскопу не предъявляется требований в части большого динамического диапазона измерений и высокой стабильности масштабного коэффициента измерений во всем динамическом диапазоне.

В случае математической платформы указанные требования становятся равнозначными с требованиями к стабильности дрейфовых характеристик ЧЭ, так как непосредственно влияют на погрешность системы в режиме «Навигация».

Сокращение энергопотребления системы и времени точностной готовности однозначно требует исключения систем термостабилизации ЧЭ и уменьшения потребляемой им энергии. Введение алгоритмической компенсации температурных зависимостей параметров ЧЭ выдвигает жесткие требования к стабильности температурных коэффициентов указанных зависимостей.



Таблица 1. Соответствие типов гироскопов требованиям БИНС

Параметр Тип гироскопа \	Параметры точности (нестабильность)				Динамический диапазон	Необходимость термостабилизации	Время готовности	Энерго потребление
	дрейфа в запуске	дрейфа от запуска к запуску	масштабного коэффициента	температурных параметров				
<i>Поплавковый</i>	+	-	-	-	-	+	-	-
<i>ДНГ</i>	+	-	-	-	-	+	-	-
<i>Лазерный</i>	+	+	+	+	+	-	+	+
<i>Волоконно - оптический</i>	+/-	+/-	-	+/-	+	-	+	+
<i>Волновой - твердотельный</i>	+	+	+	+	+	-	+	+
<i>Микромеханический</i>	-	-	+/-	+/-	+	-	+	+

Соответствие некоторых известных технологий гироскопов рассмотренным требованиям приведены в табл. 1. Из рассмотрения приведенных данных следует, что широко применяющиеся ранее гироскопические технологии практически непригодны для бесплатформенных систем.

В настоящее время в большей или меньшей степени удовлетворяют требованиям бесплатформенных систем следующие основные технологии:

- в части гироскопических элементов это:
 - лазерного гироскопа (ЛГ);
 - волоконно-оптического гироскопа (ВОГ);
 - волнового твердотельного гироскопа (ВТГ);
 - микромеханического гироскопа (ММГ).
- в части акселерометрических элементов это:
 - маятниковые акселерометры с высокодобротным подвесом (в частности, кварцевые) компенсационного типа;
 - микромеханические акселерометры с упругим подвесом из монокристалла высокодобротного материала (в основном кремния).

Необходимо отметить, что происходит не только постоянное совершенствование указанных технологий в направлении повышения точности, снижения себестоимости, массо-габаритных параметров и потребляемой энергии, но поиск и разработка принципиально новых технологий (микро-интегрально-оптический гироскоп (МИОГ), атомный гироскоп (АГ), микро-ядерно-резонансный гироскоп (МЯРГ)). Здесь мы останавливаемся только на тех технологиях гироскопии, о реальных работах над которыми имеется достоверная информация [1÷27]. Современное состояние развития технологий гироскопии по оценке западных специалистов можно отобразить диаграммой на рис.2 [2].

Как правило, ведущие фирмы США и Франции владеют и продолжают разработки сразу 3-4 технологий гироскопии (Nortrop Grumman – ЛГ, ВОГ, ВТГ, ММГ; Honeywell – ЛГ, ВОГ, ММГ, МЯРГ; Sagem – ЛГ, ВОГ, ВТГ, ММГ) [1÷12, 23, 27]. Это связано с тем, что для каждого конкретного применения экономически более эффективно использование одной из техноло-

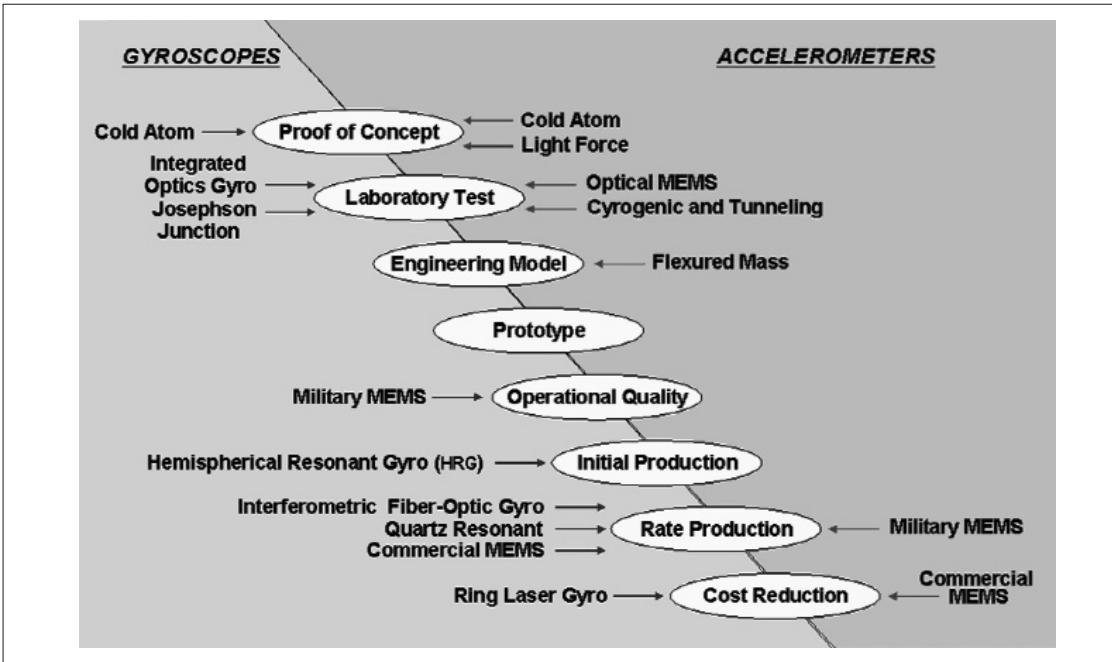


Рис.2. Ring Laser Gyro – ЛГ; MEMS, Quartz Resonant – вибрационные ММГ; Interferometric Fiber-Optic Gyro – ВОГ; Hemispherical Resonant Gyro – БТГ; Josephson Junction – Джозефсоновский гироскоп, МЯРГ; Integrated Optics Gyro – МИОГ; Cold Atom – АГ

гий. Области применения и достигнутые точности существующих технологий гироскопии в настоящее время можно отобразить диаграммой рис.3 [1].

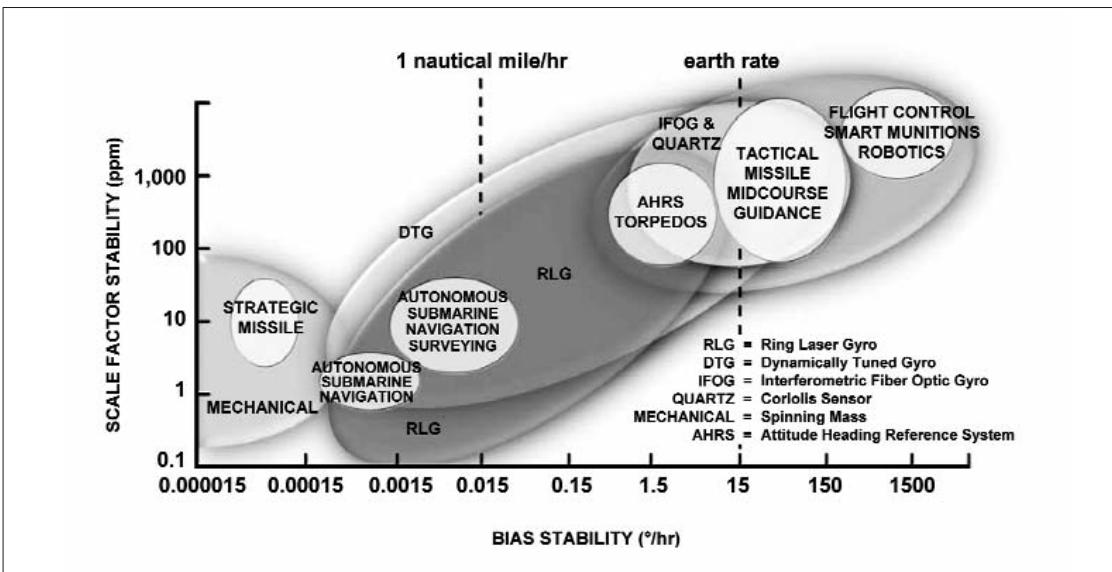


Рис.3. Области применения и достигнутые точности существующих технологий гироскопии. Mechanical – традиционные роторные гироскопы; DTG – динамически настраиваемые гироскопы; IFOG&QUARTZ – ВОГ и ММГ

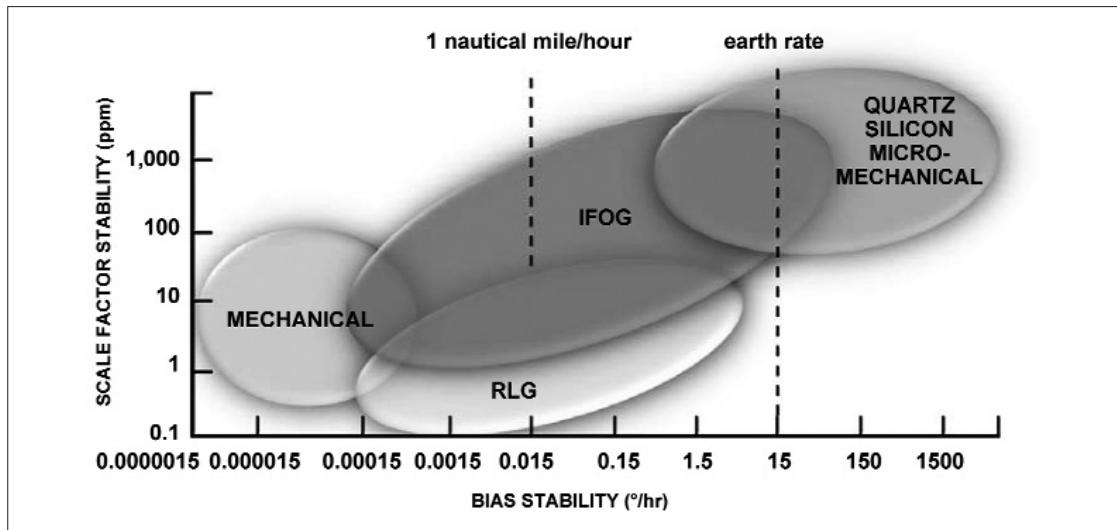


Рис.4. Прогноз развития технологий гироскопии на ближайшие 5 – 10 лет

Прогнозирование развития технологий гироскопии является достаточно сложной многофункциональной проблемой. Здесь необходимо учитывать не только чисто технологические возможности, такие как воспроизводимость параметров в процессе обработки, но и такие ограничения, как реальные свойства основных конструкционных материалов, принципиальные физические ограничения, накладываемые типом гироскопа, а также физическую природу возмущающих воздействий.

В зависимости от степени учета всего многообразия факторов прогнозы могут различаться, при этом увеличение длительности прогноза приводит к увеличению различий. Однако некоторые авторы предлагают прогнозы, построенные только на основе чисто механического анализа предшествовавших десятилетних трендов повышения точности той или иной технологии гироскопии (рис.4 и рис.5)[1].

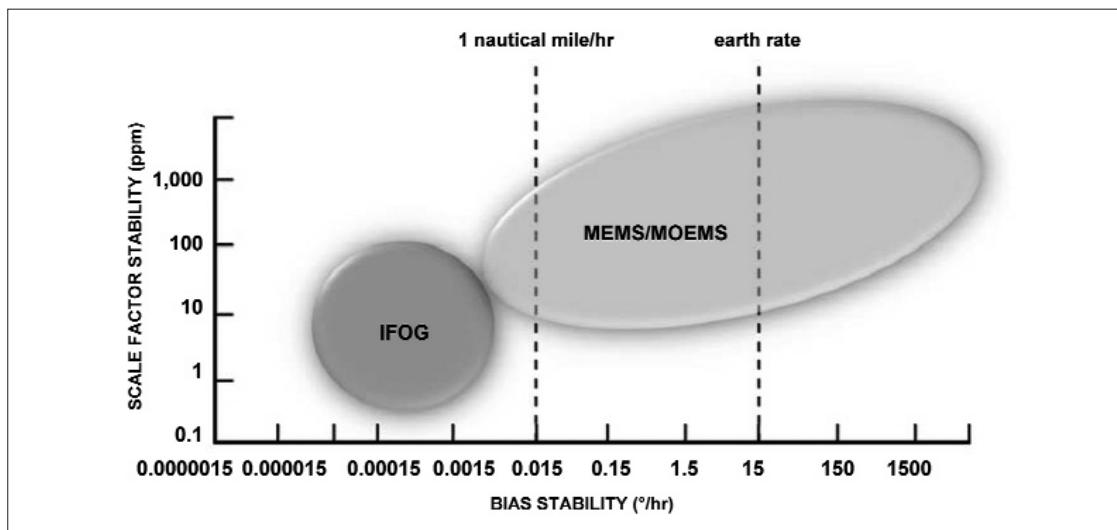


Рис.5. Прогноз развития технологий гироскопии на срок более 10 лет (MOEMS/МИОГ)

Тенденциозность и ограниченность данного прогноза следует из анализа предшествующего опыта развития гироскопии, который однозначно свидетельствует о том, что тренд повышения точности является существенно нелинейной функцией, стремящейся к насыщению при приближении к теоретически достижимой точности для конкретного типа гироскопа. Поэтому для получения более объективной картины целесообразно остановиться на физических особенностях рассматриваемых типов гироскопов.

Микромеханические гироскопы (ММГ)

Практически все ММГ можно подразделить на три типа: вибрационный гироскоп (ВГ), ВТГ и гироскоп на поверхностных или объемных акустических волнах (ПАВГ, ОАВГ) [1÷6, 8÷18]. Технология всех этих гироскопов независимо от типа базируется на достижениях микроэлектронных технологий, в первую очередь на геометрической точности воспроизведения требуемого профиля, и на качестве конструкционного материала — монокристалл кремния или кварца.

Существует большое количество разнообразных конструктивных схем ВГ [1÷6, 8, 9, 11÷16]. Чувствительным элементом ВГ является некоторая масса(ы), совершающая линейные или угловые колебания. При воздействии на эту массу угловой скорости, перпендикулярной плоскости ее колебаний, за счет сил Кориолиса, возникают колебания по ортогональной оси. Понятно, что потенциально достижимая точность гироскопа определяется его механической добротностью Q , т.е. глубиной энергетической связи чувствительного элемента с корпусом. Наиболее наглядно связь точности и величины Q представлена в работе [15]. Для любого ВГ величина Q зависит не только от материала подвеса чувствительного элемента, но и реакций в креплении подвеса. По этой причине оценка величины Q для лучших ВГ составляет $10^4÷10^5$ [15, 23]. Возможность дальнейшего повышения Q проблематична.

Кроме отмеченного выше, ВГ принципиально присуща зависимость дрейфа от ускорения (g) и вибрации (g^2) [9÷11, 16].

Наилучшие результаты по точности ВГ достигнуты фирмами США и Франции, при этом наиболее точные гироскопы (стабильность дрейфа от единиц градусов в час до десятков градусов в час) отнесены к областям военного применения, а более грубые — к коммерческому применению [1÷3, 8, 12]. Технология ВГ военного применения существенно сложнее и дороже за счет применения операций индивидуальной настройки.

В настоящее время прослеживается тенденция объединения усилий крупнейших фирм в области совершенствования технологий ВГ. В частности, Honeywell и Rockwell Collins создали совместную компанию Integrated Guidance Systems LLS [12], что может свидетельствовать о существенном увеличении необходимых затрат. Имеет место и кооперация на межгосударственной основе (ЦНИИ «Электроприбор» (Россия) и Tronics (Франция) [15]).

Из анализа приведенных материалов можно предположить, что предельно достижимые результаты совершенствования технологии ММГ ВГ не будут превосходить данных рис.5.

Работы по созданию ММГ ВТГ выполняются в Университете штата Мичиган (США), а также совместно фирмами BAE SYSTEMS (Великобритания) и Sumitomo Precision Products (Япония) [2, 4]. Несмотря на известные преимущества волнового гироскопа над вибрационным, ограниченность микроэлектронных технологий возможностью получения только планарных структур вряд ли позволит существенно повысить Q чувствительного элемента.



В реализованной конструкции чувствительный элемент представляет собой кольцо, подвешенное на упругих растяжках [4], что приводит к оттоку колебательной энергии кольца в корпус, так как растяжки можно прикрепить к кольцу только в зоне распространения стоячей волны. Кроме того, малая высота кольца приводит к необходимости применения электромагнитного возбуждения стоячей волны, что также не способствует получению высокой добротности. Достигнутая в настоящее время стабильность дрейфа соответствует величинам $10\div20$ °/ч при стабильности масштабного коэффициента— 3×10^{-3} .

Информация о работах по созданию технологий ПАВГ и ОАВГ крайне ограничена [17, 18]. Принцип действия этого типа гироскопов основан на инерционных свойствах стоячей волны упругих колебаний, возбуждаемой либо в поверхностном слое, либо в объеме резонатора. Очевидно, что в данном случае, так же как и в рассмотренных ранее, одним из параметров, лимитирующих возможную точность гироскопа, является реально достижимая величина Q резонатора. Хотя первые сведения о принципах построения таких элементов появились более 20 лет назад, в настоящее время практически полностью отсутствуют какие-либо достоверные данные о результатах работ в этой области и проблемах, подлежащих решению. По этой причине произвести оценку их потенциально достижимых параметров вряд ли возможно.

Микро-ядерно-резонансный гироскоп (МЯРГ)

Вероятно, учитывая отмеченные выше ограничения технологии ММГ, ведущие мировые фирмы-разработчики этих элементов основной задачей совместной фирмы Integrated Guidance Systems LLS считают разработку технологии МЯРГ [12]. Известно, что атом за счет собственного движения элементарных частиц обладает как магнитным, так и кинетическим моментом. Первое свойство атомов можно использовать для односторонней ориентации множества атомов вещества, заключенного в некотором объеме. В этом случае, при вращении данного объема возникает согласованная прецессия кинетических моментов атомов, что проявляется в периодическом изменении физических параметров вещества. Наличие и угловая величина прецессии может быть оценена либо оптическими, либо электромагнитными средствами. Созданием пригодной для практической реализации технологии ядерно-резонансного гироскопа многие зарубежные фирмы занимаются уже более 30 лет [27], однако пока отсутствуют какие-либо сведения о достижениях в этой области. К числу основных проблем, которые еще, видимо, ждут своего решения, относятся чрезвычайно высокие требования к стабильности подмагничивающего (ориентирующего) электромагнитного поля и необходимость практического экранирования от внешних электромагнитных полей, что требует применения сверхпроводящего экрана. Скорее всего, продвижение в области создания данной технологии будет тесно связано с достижениями в высокотемпературной сверхпроводимости. Кроме того, из принципа действия рассматриваемых элементов следует, что технология их изготовления должна существенным образом отличаться от существующей технологии ММГ в сторону ее усложнения.

Волоконно-оптический гироскоп (ВОГ)

ВОГ относится к интерференционным гироскопам. Разработкой и внедрением технологии ВОГ занимается большое количество как зарубежных фирм, так и отечественных предприятий [1, 2, 7, 19÷22]. В отличие от ЛГ в данном гироскопе применен «пассивный»

оптический контур, т.е. частота прямой и обратной волн одинаковы, так как обе волны создаются одним источником света. Положительным эффектом этого является отсутствие явления «захвата», а отрицательным – формирование информационного сигнала в аналоговом виде (изменение интенсивности освещенности), поскольку измеряемая угловая скорость преобразуется в фазовый сдвиг между прямой и обратной волнами. Так как фазовый сдвиг на одной длине волны равен отношению скорости света к переносной скорости, вызываемой угловым движением оптического контура, то для обеспечения чувствительности на уровне 10^{-2} °/ч необходимо иметь длину волокна ~ 1 км. Кроме того, изменение интенсивности освещенности является периодической функцией фазового сдвига с нулевой крутизной при фазовом сдвиге $0 + n\pi$. Это, а так же задача совмещения требований высокой чувствительности и большого динамического диапазона измерений, приводит к необходимости использования компенсационной схемы измерения, которая и является основой точных гироскопов [2].

Центральным элементом этой схемы (сердцем) является многофункциональный интегрально-оптический элемент (МИОЭ) [2, 21, 22], изготавливаемый из LiNbO₃. Из этого непосредственно следует, что стабильность масштабного коэффициента гироскопа (в первую очередь) и нестабильность его нуля (дрейфа) прямо зависят от нестабильности управляющей электроники и МИОЭ. Так как нестабильность самых точных электронных цепей оценивается величинами порядка $10^{-4}\text{--}10^{-5}$ [23], то можно заключить, что, даже не рассматривая других источников нестабильности, стабильность масштабного коэффициента не может превосходить указанной величины. Это полностью соответствует данным фирмы Ixea (Франция), реализовавшей, видимо, самой точный на сегодняшний день ВОГ [20]. Учитывая это, а также то, что технология прецизионного ВОГ имеет несущественные преимущества перед технологией прецизионного ЛГ, многие специалисты указывают на ограниченность областей, в которых ВОГ могут заменить ЛГ [2, 20, 23].

Одним из направлений совершенствования ВОГ в части уменьшения габаритов оптического контура и повышения качественных параметров волокна является технология выращивания кристаллического волокна (Photonic Crystal Fibers) [2]. Эта технология позволяет получать волокно с полным внутренним отражением $\mathcal{O} \sim 1,5$ мкм вместо $\mathcal{O} 10\text{--}20$ мкм, изготавливаемого существующей технологией вытяжки. Новое волокно в связи с особенностями его строения (отсутствие специально создаваемых напряженных слоев, однородный состав) характеризуется более высокой стабильностью потерь и практически не чувствительно к внешним механическим напряжениям.

Микро-интегрально-оптический гироскоп (МИОГ)

МИОГ – интерференционный гироскоп. В нем используется замкнутый пассивный оптический контур, в котором распространяются прямая и обратная световые волны от одного лазерного источника. Оптический контур должен быть резонансным, т.е. половина его длины (плечо) равна целому числу длин волн источника. В каждом плече расположены модуляторы, обеспечивающие при любом вращении оптического контура вокруг оси, перпендикулярной плоскости контура, сдвиг фаз встречных волн к точке соединения плеч, равный $\pi/2$. Управление модуляторами осуществляется по информации с фотоприемника, расположенного в точке соединения плеч. Технология МИОГ базируется на микроэлектронно-оптических технологиях [2]. Как следует из рис.2, данная технология находится на стадии лабораторных исследо-



ваний, и какие либо данные о количественных параметрах МИОГ отсутствуют. Однако, учитывая удельный вес электроники в формировании выходных параметров гироскопа, можно предположить, что стабильность его выходных параметров не может превысить величины $10^{-4} \div 10^{-5}$.

Атомный гироскоп (АГ) и Джозефсоновский гироскоп

Оба эти гироскопа относятся к классу интерферометрических. В отличие от оптических интерферометрических гироскопов (ВОГ, МИОГ) в данных гироскопах информационный сигнал формируется за счет интерференции атомов (АГ) или электронов (Джозефсоновский гироскоп) [2, 27]. Так как длина волны атома или электрона (волна де Броиля) в несколько тысяч раз меньше длины световой волны, а их масса $m \neq 0$, то чувствительность такого интерферометра чрезвычайно высока. Поэтому для реализации гироскопа с требуемой для инерциальной навигации разрешающей способностью не нужно иметь длинный контур, в котором распространяются когерентные потоки атомов или электронов. Однако, соблюдение условия когерентности в пределах всей длины контура предполагает отсутствие теплового возмущения движению частиц, т.е. выполнение условий сверхпроводимости. Кроме того, так как движущиеся частицы имеют некоторый заряд, необходимо полное экранирование от внешних магнитных полей. Все это указывает на то, что какие-либо практические достижения в рассматриваемой области также (МЯРГ) связаны с решением проблемы высокотемпературной сверхпроводимости.

Волновой твердотельный гироскоп (ВТГ)

Как указывалось ранее, в ВТГ используется свойство инерционности волны упругих колебаний, возбужденных в резонаторе. В отличие от ВТГ ММГ в «традиционном» ВТГ резонатор представляет собой оболочку в виде полусфера, прикрепленную к основанию в полюсе полусфера. Это обеспечивает максимально возможную изоляцию волны в резонаторе от основания. Следствием такой структуры являются чрезвычайно высокая величина механической добротности $Q (>10^7)$ и отсутствие чувствительности углового положения стоячей волны (дрейфа гироскопа) к механическим возмущениям основания. Кроме того, масштабный коэффициент данного гироскопа в первую очередь определяется стабильностью формы резонатора, а не стабильностью электронных цепей. Разработкой и промышленным внедрением данной технологии занимаются как зарубежные фирмы [2, 23], так и российские предприятия [24-26]. Технические параметры гироскопов, разработанных фирмой Nortrop Grumman с резонаторами $\varnothing 55$ мм и 30 мм полностью подтверждают сказанное выше. По стабильности дрейфа и масштабного коэффициента эти гироскопы превосходят ЛГ с периметром 33-28 см. Из этого можно сделать вывод, что основным кандидатом на замещение ЛГ является ВТГ, однако уровень технологии данного гироскопа в России еще далек от практической реализации.

Лазерный гироскоп (ЛГ)

Существующее многообразие конструктивных схем ЛГ может быть обобщено по трем основным признакам: используемому типу отражающих элементов, способу возбуждения активной среды и способу устранения влияния зоны синхронизации (рис.6).

Семейство лазерных гироскопов, разработанных в ОАО «МИЭА», базируется на использовании зеркального резонатора с разрядом постоянного тока, в котором влияние зоны син-

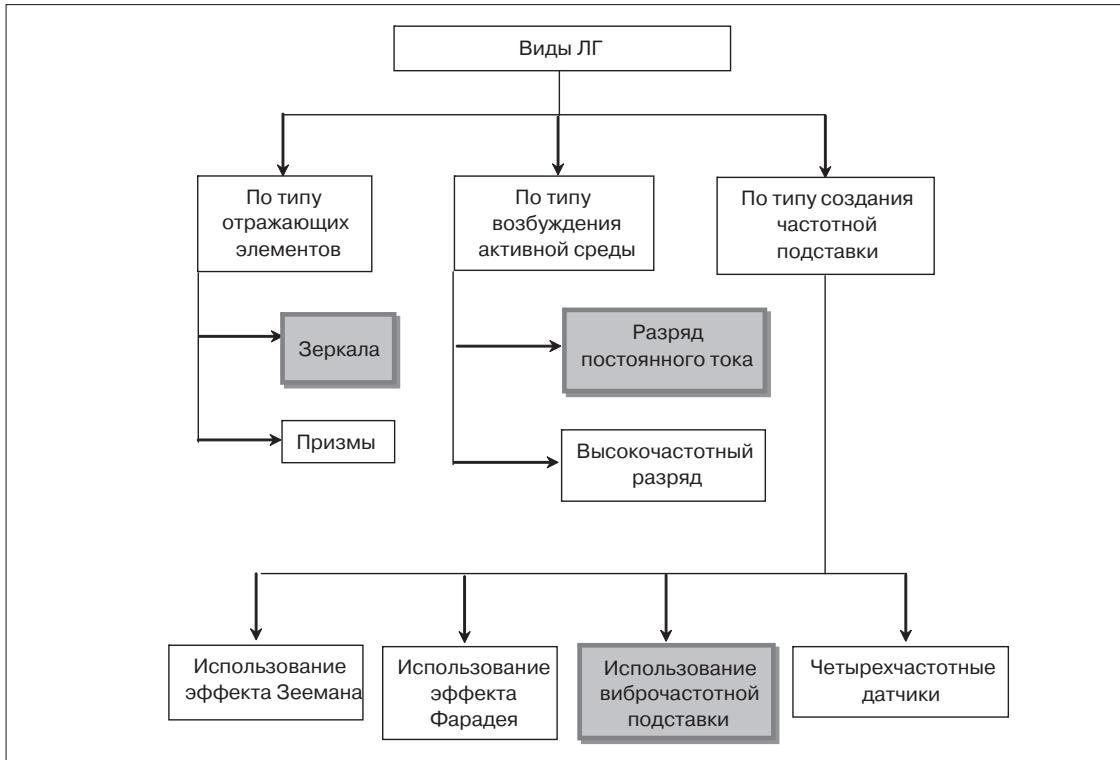


Рис.6. Обобщенная классификация ЛГ

хронизации устраниется вибрационной частотной подставкой. Преимуществами данной схемы, по сравнению с другими, являются:

- минимальный набор базовых технологий, требуемых для производства кольцевого резонатора;
- стабильность периметра и простота его регулирования;
- относительно малая чувствительность к магнитному полю;
- малые величины температурного дрейфа нулевого сигнала.

В мировой практике данная схема построения ЛГ нашла широкое применение в разработках таких фирм, как Nortrop Grumman, Honeywell, Sagem, Sextant Avionique, причем в рамках данной схемы разрабатываются как одноосные датчики, так и трехосные (Sextant). По нашему мнению, в отечественных условиях более простые и технологичные одноосные ЛГ имеют преимущество перед трехосными.

Ряд разработчиков лазерных гироскопов, такие как Nortrop Grumman, Raytheon (обе – США) и НПО «Полюс» (Россия) развивают направление многочастотных ЛГ. Эти приборы требуют создания невзаимных элементов с очень высокими требованиями по их оптическим характеристикам. В настоящее время потенциальные преимущества данной схемы ЛГ удалось реализовать только фирме Nortrop Grumman, создавшей прибор ZLG [2]. По оценке специалистов фирмы Marconi эти гироскопы характеризуются как чрезвычайными сложностями в технологии их изготовления, так и сложностями в реализации функциональной электроники.

В ОАО МИЭА разработан лазерный гироскоп ЛГ-1, внешний вид которого и основные технические характеристики представлены на рис.7.



Наименование параметра	Достигнутый уровень
Диапазон измеряемых угловых скоростей, °/с	± 150
Время готовности, сек	не более 15
Масштабный коэффициент, угл.сек./имп	0,9350 ± 0,0050
Нестабильность масштабного коэффициента	не более 10 ⁻⁵
Систематический дрейф, °/ч	не более 1,0
Нестабильность дрейфа в запуске и от запуска к запуску, °/ч	не более 0,01
Шумовая составляющая дрейфа, °/ч	не более 0,004
Диапазон рабочих температур, °С	от минус 20 до +55
Объем, дм ³	не более 0,9
Масса, кг	не более 1,8
Габариты, мм	145×130×47
Надежность (наработка на отказ), час	более 80 000 (расчетный)

Основные свойства ЛГ, обеспечивающие реализацию БИНС:

- динамический диапазон измерения – свыше 10³;
- стабильность масштабного коэффициента – 10⁻⁵ – 10⁻⁶;
- высокая разрешающая способность.

Рис. 7. Лазерный гироскоп ЛГ-1

На базе этого гироскопа и сухого маятникового акселерометра компенсационного типа АК-6 разработана и прошла все виды сертификационных испытаний БИНС гражданского применения БИМС-Т. На рис.8 показан акселерометр АК-6 и представлены его основные технические характеристики. Основной особенностью этого акселерометра является выполнение подвеса маятника из кварцевого стекла, которое характеризуется высокой временной стабильностью упругих свойств и практическим отсутствием гистерезиса.

**ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

• Диапазон измерения	±10 g
• Максимальный нулевой сигнал (постоянная составляющая)	±4×10 ⁻³ g
• Дрейф нулевого сигнала в запуске - кратковременный	0,25×10 ⁻⁵ g
• Дрейф нулевого сигнала в запуске - длительный	3×10 ⁻⁵ g
• Дрейф нулевого сигнала в течение ресурса	6×10 ⁻⁵ g
• Погрешность крутизны	0,05 %
• Температурный коэффициент крутизны	240×10 ⁻⁶ 1/°C
• Нестабильность ТКК	12×10 ⁻⁶ 1/°C
• Температурный коэффициент смещения нуля	50×10 ⁻⁶ 1/g
• Нестабильность ТКСН	6×10 ⁻⁶ 1/g
• Диапазон рабочих температур	-60 ÷ +80 °C
• Масса	50 г

Рис.8. Кварцевый акселерометр АК-6



Рис.9. Моноблок системы БИМС-Т

Таблица 2. Сравнительные характеристики БИМС-Т и зарубежных аналогов

Наименование параметров	БИМС-Т МИЭА	Ltn-90 Litton США	IRS Honeywell США	Ltn-101 Litton США
Погрешность определения координат (2σ):				
- автономный режим, км за 1 час полета	3,7	3,7	3,7	3,7
- с коррекцией от СНС, м	100	-	-	100
Погрешность определения путевой скорости (2σ):				
- автономный режим, м/с	4	4	4	4
- с коррекцией от СНС, м/с	0,3	-	-	0,3
Погрешность определения углов (2σ):				
- крен, тангаж, град	0,1	0,1	0,1	0,1
- истинный курс, град	0,4	0,4	0,4	0,4
Время автономной выставки на земле, мин	10	10	10	5
Наработка на отказ (MTBF), ч	10 000	5 400	5 000	15 000
Потребляемая мощность, Вт	70	103	90	42
Масса, кг	15	20	19	11,6

На рис.9 показан общий вид моноблока системы БИМС-Т, а в табл. 2 приведено сравнение этой системы с зарубежными аналогами.

На следующих иллюстрациях представлены результаты летных испытаний системы БИМС-Т, которые выполнялись на самолете Ил-96-300 при участии сертификационного центра ЛИИ им. Громова..

Графики, показанные на рис.10, отражают погрешности определения координат, а на рис.11 – скоростей на множестве реальных полетов. На рис.12 изображены графики погрешностей вычисления истинного курса, и на рис.13 – углов крена и тангажа. Из представленных графиков видно, что погрешности систем в реальных условиях полета не только не превышают

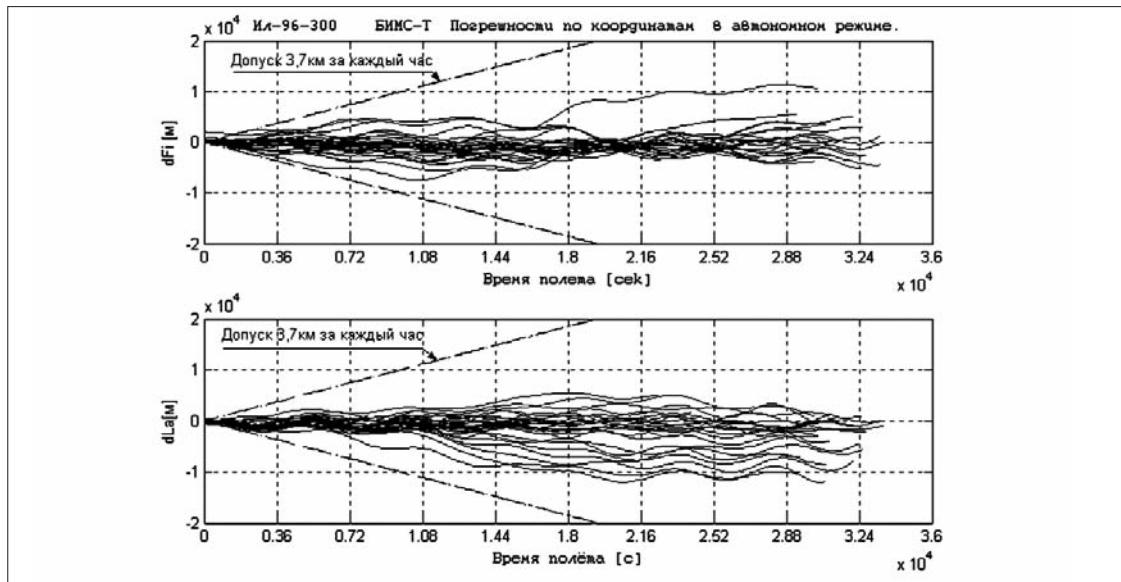


Рис. 10. Погрешности определения координат

допустимых значений, но и имеют значительный технологический запас. Кроме того, при длительности полета, превышающей период Шулера, полностью отсутствует, либо чрезвычайно слабо выражена трендовая составляющая погрешностей, что свидетельствует о высокой стабильности инструментальных погрешностей измерительных каналов в запуске.

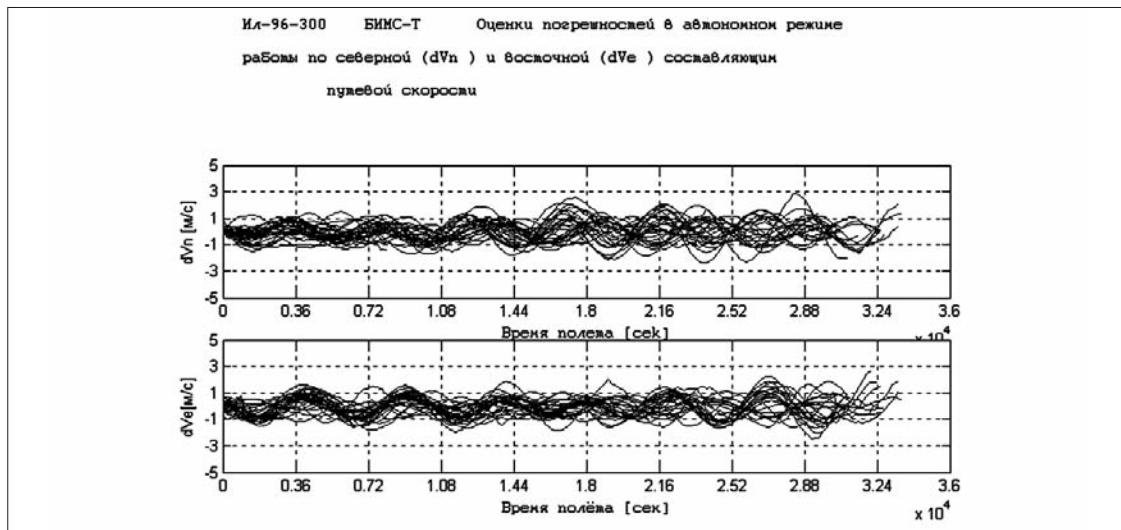


Рис. 11. Погрешности определения составляющих путевой скорости

Учитывая, что в процессе некоторых полетов температура в зоне чувствительных элементов изменялась от -10°C до $+50^{\circ}\text{C}$, можно заключить, что алгоритмическая компенсация температурных зависимостей погрешностей измерительных каналов работает эффективно.

Накопленный в ОАО «МИЭА» опыт разработки, исследований и испытаний БИНС, а также теоретические и экспериментальные исследования физической природы инструментальных погрешностей инерциальных чувствительных элементов и основных функциональных

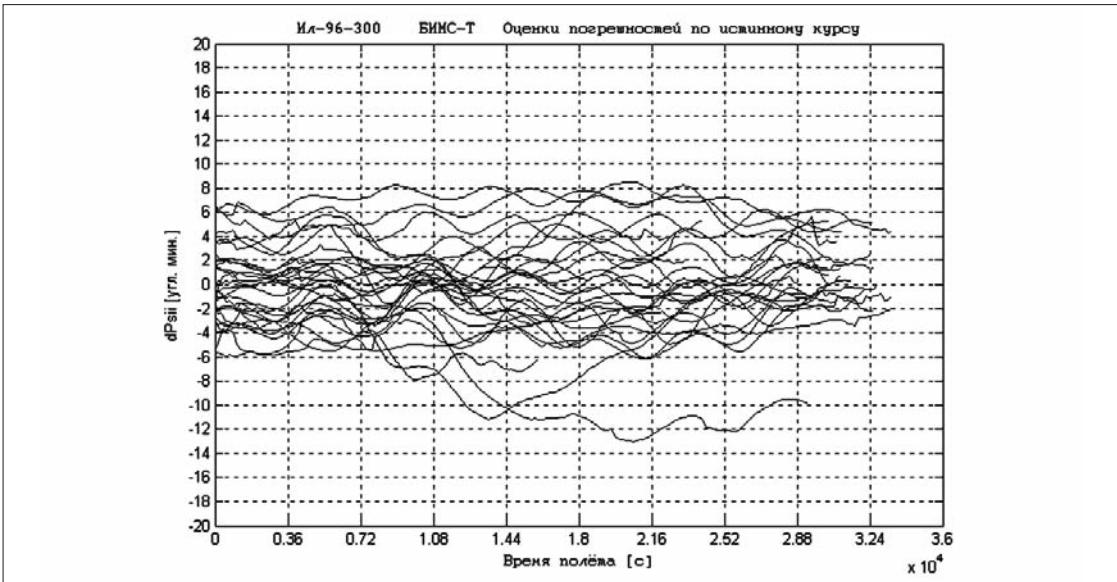


Рис. 12. Погрешности вычисления истинного курса

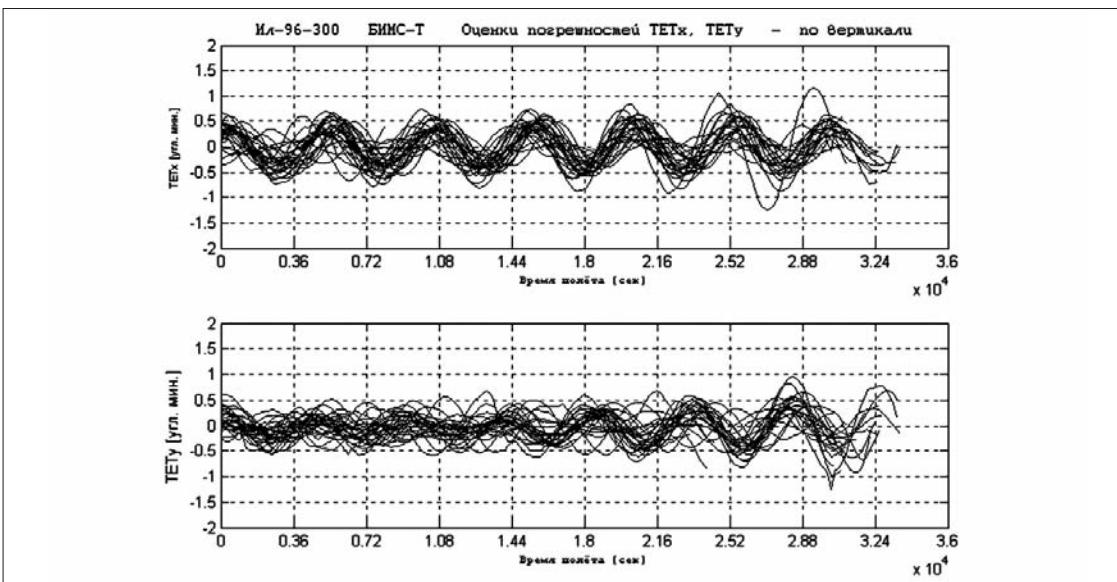


Рис. 13. Погрешности вычисления углов крена и тангенажа

субблоков системы позволяют наметить основные направления технических решений по созданию системы следующего поколения. Согласно терминологии ГОСТ Р В 52 339-2005 это система 1-го класса точности. Требования к основным параметрам такой БИНС в автономном режиме (2σ) следующие [28]:

- погрешность определения координат за час полета – не более 0,9 км;
- погрешность определения скорости – не более 0,7 м/с;
- погрешность определения истинного курса – не более $0,02^\circ$;
- погрешность определения углов крена и тангенажа – не более $0,015^\circ$.



Как видно, требуется создать систему как минимум в четыре раза более точную, чем БИМС-Т. Однако, если проанализировать представленные выше результаты летных испытаний системы БИМС-Т, то можно заключить, что указанные требования вполне достижимы.

По нашему мнению, решение поставленной задачи лежит в области следующих основных направлений:

- дальнейшее повышение точности лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров за счет переоснащения производства и совершенствования на этой базе существующих и внедрения принципиально новых технологических процессов при их изготовлении;
- совершенствование конструктивных и схемотехнических решений, снижение собственных шумов сервисной электроники путем внедрения цифровой техники, использование алгоритмических и структурных методов повышения точности;
- разработка и внедрение в бортовое программно-математическое обеспечение дополнительных алгоритмов определения и компенсации долговременных изменений инструментальных погрешностей измерительных каналов в процессе эксплуатации без снятия системы с борта;
- разработка более совершенных пилотажно-навигационных алгоритмов, повышение производительности бортовых вычислителей;
- повышение точности процессов калибровки, балансировки и термокомпенсации первичных погрешностей системы за счет дальнейшего совершенствования методологии и внедрения автоматизированных калибровочных стендов.

Очевидно, что каждое из этих направлений является предметом отдельного рассмотрения и не может быть более подробно раскрыто в пределах данной статьи.

В заключение необходимо отметить, что опыт разработки БИНС на лазерном гироскопе, как за рубежом, так и в нашей стране свидетельствует о том, что на ближайшие 10÷15 лет это направление является одним из приоритетных.

Литература

1. G.T.Schmidt, INS/GPS Technology Trends, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
2. N.M.Barbour, Inertial Navigation Sensors, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
3. N.M.Barbour, R.Anderson, J.Connelly, D.Hanson, A.Kourepinis, J.Sitomer and P.Ward, Inertial MEMS System Applications, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
4. J.R.Fountain, Characteristics and Overview of a Silicon Vibrating Structure Gyroscope, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
5. G.Menozzi and E.Pleska, MEMS in France – An Overview of Trends and Products for Aeronautic and Defence Applications, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
6. J.R.Fountain, Silicon IMU for Missile and Munitions Applications, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
7. G.E.Handrich, Fiber Optic Gyro Systems and MEMS Accelerometer, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology, RTO Lecture Series 232 (2004), Pre. Prints.
8. Joel G.Hanse, Honeywell MEMS Inertial Technology & Product Status, ASC 04-0347 (02/12/04).

9. Спецификация систем RGA 300 CA, VG 400, AHRS 400, AHRS 500, Nav 420 CA фирмы Grosbow Technology.
10. Спецификация систем SINAV 01, SINAV 02 фирмы BAE Systsms.
11. Спецификация системы iVRU-SBA1-C167 фирмы iMAR GmbH.
12. Kathleen Kocks, On Track with MEMS, Avionics Magazine, January, 2006.
13. V.G.Peshekhonov, L.P.Nesenyuk, S.G.Kucherov, M.I.Evstifeev, Ya.A.Nekrasov, S.Renard, P.Pfluger, C.Pisella, J.Collect, The Development of a Micromecanical Disc-Shape Gyroscope, 12-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2005.
14. И.В.Попова, А.М.Лестев и др., Микромеханические датчики и системы. Практические результаты и перспективы развития, Гирокопия и навигация, №1(52), 2006.
15. В.Г.Пешехонов, Л.П.Несенюк, Микромеханический гироскоп. Проблемы создания и состояние разработки, 1-я Российская мультиконференция по проблемам управления, СПб., 2006.
16. В.Я.Распопов, Микро-механические приборы, Тул. Гос. Университет, Тула, 2002.
17. S.A.Sarapuloff, G.A.Skryphovsky, J.Rhim, Inertial Effects in Surface and Bulk Elastic Waves and Possibility of Their Use in High-G Solid-State Micro Gyroscopes, 12-th Saint Pe-tersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2005.
18. Исследование и оптимизация конструкции и системы управления нового поколения датчиков угловой скорости на поверхностных акустических волнах, НИР «Папортник», ЗАО «Авангард-Элионика».
19. Renato T. de Almeido, Geraldo G.Filho, Joao E.C.Ferreira, Digital Spectrometry Signal Treatment Applied to a Fiber-Optic Resonant Gyroscope for Rate Measurements, 12-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2005.
20. J. Paturel, E.Willemenot, A.Urgell, Fog Technology and FOG-Based Systems. An Industrial Reality at Ixea, 11-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2004.
21. V.E.Prilutsky, V.G.Ponomarev, V.G.Marchuk, M.A.Fenyuk, Yu.N.Korkishko, V.A.Fedorov, S.M.Kostritsky, E.M.Paderin, F.I.Zuev, Interferometric Closed-Loop Fiber Optic Gyroscopes with Linear Output, 11-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2004.
22. Трехосный волоконно-оптический гироскоп КХ34-024, Техническая спецификация, ФГУП ПО «Корпус».
23. O.Girarg, J.M.Caron, P.Berthier, HRG Technologe: a Promising Gyrometer Space Equipment, Sagem Defense & Securite, 2005.
24. V.E.Dzhashitov, V.M.Pankratov, Analysis of Natural Frequensy Relation for a Hemispherical Resonator of the Solid-State Gyro from Tolerances of Its Parameters, 12-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2005.
25. B.P.Bodunov, S.B.Bodunov, V.M.Lopatin, V.P.Chuprov, Development and Test of the Hemispherical Resonator Gyro for Use in a Inclinometer System, 8-th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, S.-P., 2001.
26. В.Л.Будкин, Г.М.Виноградов, В.И.Липатников, А.В.Алехин, В.И.Повторайко, Твердо-твёрдый волновой гироскоп, Гирокопия и навигация, №4(31), 2000.
27. П.И.Малеев, Новые типы гироскопов, «Судостроение», Л., 1971.
28. ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциальны-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005, 15 стр.



УДК 629.7.051-52

АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОСАДКОЙ САМОЛЕТА ИЛ-96-300 ПО КАТЕГОРИИ IIIA

И.Ю. КАСЬЯНОВ, А.Г. КУЗНЕЦОВ, к.т.н., В. Н. МАЗУР, к.т.н.,

Е.А. МЕЛЬНИКОВА, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрено проектирование и отработка алгоритма автоматического управления посадкой на этапе «Выравнивание». Предложены: технология разработки данной системы, методики математического моделирования и оценки уровня безопасности для отработки и сертификации систем автоматической посадки самолета Ил-96-300 по категории IIIA ИКАО. Приведены результаты детерминированного и статистического моделирования.

Повышение безопасности и регулярности полетов остается центральной и актуальной проблемой в гражданской авиации. Анализ статистических данных по регулярности полетов показывает, что более половины нарушений полетов по расписанию происходит, в основном, из-за сложных метеоусловий, а большинство аварий на режиме посадки происходит при попытке произвести посадку в условиях плохой видимости.

Разработка системы автоматической посадки по категории IIIA, т.е. с высоты 30м до касания основными стойками шасси, способствует решению проблемы выполнения регулярных полетов в любых погодных условиях, что определяет безопасность и экономическую эффективность. В настоящее время российские самолеты гражданской авиации широко используются в условиях категорий I и II, а посадки по категории IIIA лишь осваиваются летчиками.

Для посадки в условиях категории IIIA необходима автоматическая система, в которой реализуются фазы автоматического выравнивания, автоматического парирования угла сноса и автоматического управления скоростью через тягу двигателей.

Основные этапы управления в режиме «Посадка» приведены на рис.1. Успешность посадки во многом определяется точностью выполнения захода на посадку, включающего фазу предпосадочного маневра, захват глиссады и фазу стабилизации на глиссаде до высоты принятия решения, а также точным выполнением выравнивания до касания основными стойками шасси.

Сложность выполнения этого этапа посадки и определяет высокие требования к системам автоматического управления, которые предъявляются к качеству переходных процессов и точности полученных траекторий. Автоматизация управления самолетом на всех посадочных режимах полета позволит сделать посадку всепогодной.

Требования безопасности по критерию точности сформулированы в вероятностном виде и не допускают выхода параметров приземления за предельно допустимые значения с вероятностью более, чем $10^{-6} \div 10^{-8}$.

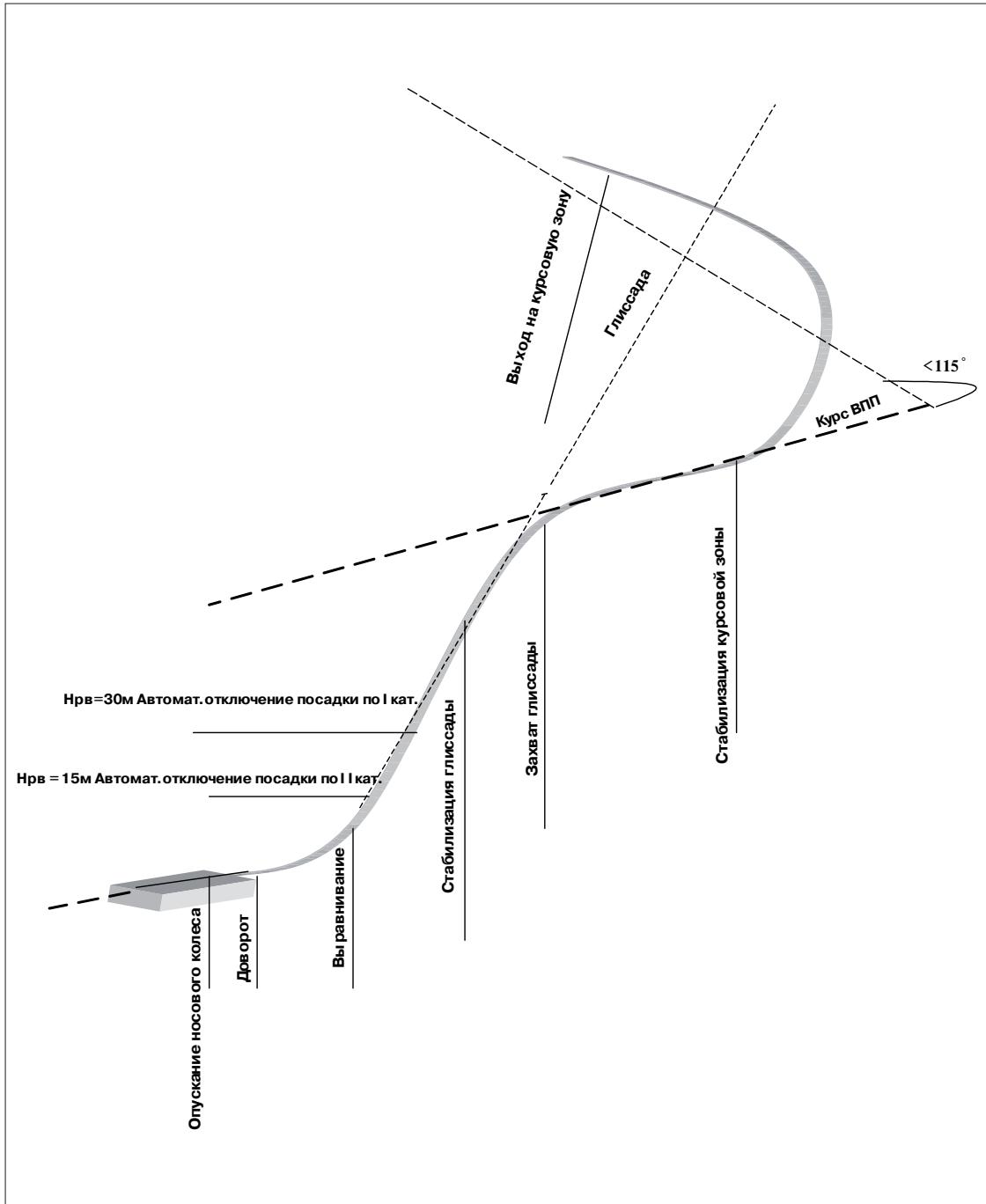


Рис. 1. Этапы управления в режиме «Посадка»

**Требования к точностным характеристикам
режима автоматической посадки самолета Ил-96-300**

Настоящие требования определены в документах ЕЗЕНЛГ-ВП, CS-AWO.

Приемлемые значения вероятностей превышения ограничений, в том числе по прочности, для самолета Ил-96-300 составляют:



		В среднем	В предельном случае
a.	Приземление в точке, расположенной на продольном расстоянии от порога ВПП, меньшем 60м (200 футов)	10^{-6}	10^{-5}
b(i).	Касание ВПП в точке, расположенной на продольном расстоянии от порога ВПП, не превышающем 823м(2700 футов)	10^{-6}	не оценивается
b(ii).	Касание ВПП в точке, расположенной за пределами огней зоны приземления, т.е. на продольном расстоянии от порога ВПП, превышающем 914м (3000 футов)	не оценивается	10^{-5}
c.	Касание ВПП боковым колесом шасси в точке, расположенной на боковом расстоянии от оси ВПП, превышающем 21м (70 футов) в предположении, что ширина ВПП равна 45м (150 футов)	10^{-6}	10^{-5}
d.	Вертикальная скорость снижения, соответствующая ограничению по прочности (V_y доп = -3,5 м/с)	10^{-6}	10^{-5}
e.	Угол крена, при котором элемент крыла касается ВПП раньше колес шасси (γ доп = 8°)	10^{-8}	10^{-7}
f	Боковая скорость или угол скольжения соответствующие ограничению по прочности (β доп = 10°)	10^{-6}	10^{-5}

Примечание: В колонке «В среднем» указаны вероятности событий, в предположении, что все переменные факторы изменяются в соответствии со своими законами распределения. В колонке «В предельном случае» указаны вероятности событий, если один из переменных факторов находится на своем предельно допустимом значении, а все остальные изменяются в соответствии со своими законами распределения.

Сложность проектирования и отработки алгоритмов автоматического управления приземлением связана с некоторыми специфическими особенностями, которые характерны для этого участка траектории посадки.

Такими особенностями в первую очередь являются:

- малая продолжительность режима (8-10 секунд), соизмеримая с длительностью переходного процесса;
- повышенные требования точности как средство обеспечения безопасности при полете вблизи земли;
- нестационарность динамики полета вследствие значительного изменения траекторных параметров и влияния близости земной поверхности на аэродинамические характеристики самолета;
- нелинейность отработки возмущений из-за нестационарности аэродинамических характеристик.

Эти особенности определяют необходимость тщательного исследования систем автоматического управления выравниванием для обеспечения требуемой точности автоматической посадки.

В продольном канале система управления автоматической посадкой по категории ППА включает алгоритмы снижения самолета по глиссаде ниже высоты 30м и выравнивания до касания ВПП основными стойками шасси.

При выполнении **автоматического выравнивания** производится уменьшение вертикальной скорости объекта от величины, с которой самолет снижается по глиссаде, до вертикальной скорости, обеспечивающей безопасный контакт шасси с поверхностью ВПП.

Заданное значение вертикального ускорения формируется в функции отклонения от экспоненциальной траектории выравнивания, задаваемой соотношением между высотой полета над поверхностью ВПП и вертикальной скоростью снижения:

Данный алгоритм состоит из двух контуров управления – замкнутого и разомкнутого.

Разомкнутый контур необходим для обеспечения устойчивости системы, так как он позволяет снизить коэффициенты замкнутого контура при компенсации возмущений. В замкнутом контуре отклонение от экспоненциальной траектории выравнивания задается соотношением между высотой полета и вертикальной скоростью снижения:

$$\Delta H_{ЭКСП} = H_{РВ} + F_{V_y} \hat{Y}_y K_{V_y} + H_{AC} .$$

Параметры экспоненты (коэффициент K_{V_y} и высота асимптоты H_{AC}) были выбраны таким образом, чтобы в номинальных условиях полета обеспечивалась требуемая мягкость посадки при касании поверхности ВПП ($V_{Y_{КАС}} = -0,6 \div -0,8$ м/с), а также плавное сопряжение с глиссадой на высоте начала выравнивания.

Сигнал отклонения от заданной экспоненциальной траектории $\Delta H_{ЭКСП}$ формирует управляющий сигнал замкнутого контура:

$$\tilde{a}_{Y_{ЗАД}}^{Выр} = F_H K_H \Delta H_{ЭКСП} + n_{Y_B} \cdot K_{n_{Y_B}} .$$

Управляющий сигнал замкнутого контура $\Delta \tilde{a}_{Y_{ЗАД}}^{Выр}$ комбинируется с программным сигналом $U_{ПР}$ разомкнутого контура, обеспечивающим компенсацию влияния на траекторию выравнивания экранного эффекта от близости земной поверхности.

Включение программного сигнала производится на высоте начала выравнивания Нвыр, ниже которой экранный эффект существенно влияет на аэродинамические характеристики объекта c_y, c_x, m_x .

Таким образом, суммарный сигнал управления складывается из сигналов замкнутого и разомкнутого контуров управления, а также сигнала компенсации порывов ветра:

$$\Delta a_{Y_{ЗАД}}^{Выр} = \tilde{a}_{Y_{ЗАД}}^{Выр} + U_{ПР} + U_w ,$$

где U_w – сигнал компенсации порывов ветра.

Синтез и отработка алгоритмов захода на посадку и посадки выполняются в несколько этапов (среди которых основным является математическое моделирование).

Технология разработки системы управления

1. Разработка технического задания (ТЗ) и требований к системе
(этап – принадлежность Главного конструктора).
2. Анализ объекта и предварительный выбор алгоритма управления.
3. Создание математической модели и программно-математического обеспечения.



4. Подтверждение соответствия математической модели реальному самолету по критериям динамического и статистического подобия.

5. Синтез алгоритмов управления.

6. Проведение математического моделирования в два этапа:

а) детерминированного моделирования с целью формирования закона управления полетом самолета в условиях действия детерминированных возмущений, составленных в полном объеме сочетаний и оказывающих наибольшее влияние на посадку.

б) статистического моделирования с учетом влияния случайных факторов (ветра, помех в канале радиотракта, крутизны зоны глиссадных и курсовых маяков) для подтверждения соответствия разработанной автоматической системы посадки заданной точности управления;

7. Подтверждение результатов детерминированного и статистического моделирования в различных условиях эксплуатации требованиям ТЗ.

Подтверждение соответствия математической модели реальному самолету включает ряд частных методик, основными из которых являются:

1. Методика подтверждения достоверности математической модели по критериям динамического и статистического подобия.
2. Методика математического моделирования для сертификации системы автоматической посадки самолета по категории IIIA.
3. Методика оценки уровня безопасности автоматической посадки.

Исключительно важным этапом является доказательство соответствия математической модели, на которой проводятся исследования, – реальному самолету, а также **доработка и адаптация математической модели** для проведения детерминированного и статистического моделирования.

Для проведения моделирования использовалась математическая модель нелинейного возмущенного пространственного движения самолета. Достоверность модели подтверждена по критериям динамического и статистического подобия.

Методика динамического подобия

Данная методика основана на сравнении динамических характеристик управления, полученных в летных испытаниях и расчетным путем, при действии возмущений и максимально точном воспроизведении условий реального эксперимента.

Для воспроизведения при моделировании условий летного эксперимента и последующего сопоставления результатов эксперимента и моделирования используется следующая информация:

- характеристики самолета и параметры его движения;
- РТС посадки;
- состояние атмосферы.

Динамическое подобие считается установленным, если:

а) расхождения в характерных точках переходных процессов, полученных при моделировании и в летном эксперименте, не превышают допустимых величин;

б) расхождения между полученными в летном эксперименте и при моделировании значениями основных параметров в момент приземления не превышают допустимых значений.

Допустимые расхождения по основным параметрам и сопоставление результатов моделирования и летных испытаний системы автоматического управления самолетом Ил-96-300 на режиме «Посадка» в соответствии с методикой приведены в таблицах 1, 2.

Таблица 1 Сопоставление результатов моделирования и летных испытаний

Характеристики приземления	Летные испытания	Математическое моделирование	Допустимое расхождение по методике	Фактическое расхождение
$L_{\text{пос}}$, м	581	520	75	61
$Z_{\text{пос}}$, м	0,93	0,44	1	0,49
V_y пос, м/с	-0,71	-0,89	0,2	0,18
γ , град	0,3	0,198	1	0,102
υ , град	1,6	2,45	1	0,85
$\Delta\psi$, град	0,2	0,91	1	0,71

*Таблица 2
Сопоставление результатов моделирования и летных испытаний.
Отказ двигателя на высоте $H=150$ м*

Характеристики приземления	Летные испытания	Математическое моделирование	Допустимое расхождение по методике	Фактическое расхождение
$L_{\text{пос}}$, м	486	488	75	2
$Z_{\text{пос}}$, м	2	1,39	1	0,61
V_y пос, м/с	-0,78	-0,81	0,2	0,03
γ , град	1,4	0,9	1	0,5
υ , град	2,3	3,15	1	0,85
$\Delta\psi$, град	1,3	1,2	1	0,1

Из таблиц видно, что математическая модель достаточно точно описывает реальные процессы по критериям динамического подобия на режиме автоматической посадки.

Методика статистического подобия

Для подтверждения достоверности математической модели по критериям статистического подобия необходимо воспроизвести адекватные условия полета в моделировании и летных испытаниях при различных условиях эксплуатации.

Математическая модель соответствует реальному объекту, т.е. является достоверной, если в адекватных условиях эксплуатации средние характеристики основных параметров приземления по результатам летных испытаний и статистического моделирования сопоставимы по критериям статистического подобия.

Согласно критерию статистического подобия по математическому ожиданию (критерий Стьюдента) математическая модель и реальный объект статистически подобны, если параметр t не превышает определенный уровень T с заданной доверительной вероятностью $P_{\text{дов}} = 0,95$ ($T=1,96$):

$$P(|t| < T) = P_{\text{дов}},$$



$$\text{где } t = \frac{|\bar{x}_{\text{лу}} - \bar{x}_M|}{s} \sqrt{\frac{n_{\text{лу}} \cdot n_M}{n_{\text{лу}} + n_M}},$$

$\bar{x}_{\text{лу}}, \bar{x}_M$ – оценки математического ожидания параметров посадки по результатам летных испытаний и моделирования, $n_{\text{лу}}, n_M$ – объем летных испытаний и моделирования;

$$S^2 = \frac{1}{v} \left[(n_{\text{лу}} - 1) s_{\text{лу}}^2 + (n_M - 1) s_M^2 \right],$$

где $v = n_{\text{лу}} + n_M - 2$.

В соответствии с критерием статистического подобия по дисперсии (критерий Фишера) математическая модель и реальный объект статистически подобны по дисперсии, если параметр f не превышает определенный уровень F с заданной доверительной вероятностью $P_{\text{дов}} = 0,95$ ($F = 1,52$):

$$P(f < F) = P_{\text{дов}},$$

$$\text{где } f = \begin{cases} \frac{s_{\text{лу}}^2}{s_M^2}, & \text{при } S_M < S_{\text{лу}}, \\ \frac{s_M^2}{s_{\text{лу}}^2}, & \text{при } S_{\text{лу}} < S_M, \end{cases}$$

$S_{\text{лу}}^2, S_M^2$ – оценки дисперсии параметров приземления по результатам летных испытаний и моделирования.

В соответствии с таблицей 3 математическая модель соответствует результатам летных испытаний в статистическом смысле и может быть использована для оценки уровня безопасности разработанной системы управления.

Таблица 3 Результаты расчета по критериям Стьюдента и Фишера

Параметры приземления	t по критерию Стьюдента	f по критерию Фишера
Дальность приземления D _{кас}	1,51	1,31
Вертикальная скорость V _y	1,78	1,49
Боковое отклонение Z	1,52	1,39
Крен γ	0,54	1,33
Угол сноса φ	0,50	1,32
Результаты сравнения	t < 1,96	f < 1,52

Методика математического моделирования

для сертификации систем автоматической посадки самолета Ил-96-300 по категории IIIА

Предлагаемая методика основана на проверке качества переходных процессов и невыхода параметров приземления за область допустимых значений, предусмотренных СТУ. Данная методика разработана для сертификации систем автоматической посадки самолета Ил-96-300 по категории IIIА и оценки характеристик при детерминированном разбросе эксплуатационных условий.

Целью математического моделирования, проводимого по данной методике, является :

1. Оценка динамических характеристик системы на соответствие требованиям технического задания и сертификационного базиса.
2. Моделирование расчетных случаев, не проверенных в летных испытаниях.

Основные положения методики.

1. При моделировании необходимо учесть следующие возмущающие факторы, влияющие на разброс параметров траектории выравнивания в точке приземления :

- разброс посадочной массы в пределах $G = 130 \div 175$ т и горизонтальной центровки в пределах $\bar{X}_T = 0,19 \div 0,34\% CAX$;
- ветровые возмущения и отказ одного двигателя на высотах 150 м, 60 м, 30 м и 15 м;
- увеличение ($V_{зп} = V_{зп} + 20$ км/ч) и уменьшение скорости захода на посадку ($V_{зп} = V_{зп} - 10$ км/ч);
- разброс углов наклона глиссады ($\theta_{гл пос}$) в пределах $3 \div 2,5^\circ$
- высотность аэродромов 1000 м, 1500 м и температура окружающего воздуха $T = T_{MCA} + \Delta T$, $T_{MCA} = 15^\circ\text{C}$, $\Delta T = 30^\circ\text{C}$.

2. Для оценки влияния особенностей аэродрома посадки моделируется восходящий и нисходящий уклоны ВПП 0,8 %. Кроме того, оцениваются характеристики приземления на ВПП типа HILLTOP и на ВПП, расположенную на «Дамбе».

В соответствии с разработанной методикой проведено детерминированное математическое моделирование. Результаты математического моделирования, перечень расчетных случаев, численные значения параметров, определяющие процесс приземления в продольном канале самолета Ил-96-300, показаны в таблице 4.

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

Методика оценки уровня безопасности автоматической посадки самолета Ил-96-300 по критерию точности управления

Эта методика определяет порядок проведения расчетно-аналитических работ по подтверждению соответствия самолета Ил-96-300 требованиям по безопасности на режиме автоматической посадки по категории IIIA при безотказном состоянии бортового и наземного оборудования.

В данной методике для оценки предельных отклонений компонент вектора состояний и параметров приземления самолета при управлении в режиме автоматической посадки использовался метод статистических испытаний.

Рассматривалась модель системы, описываемая стохастическими дифференциальными уравнениями (СДУ):

$$\dot{X}(t) = \varphi(t, X(t), B) + f(t, X(t))\xi(t), X(t_0) = X_0, t \in [t_0, t_k], \quad (1)$$

В уравнении (1) t – время; t_0, t_k – начальная и конечная точки рассматриваемого интервала времени $[t_0, t_k]$; $X(t)$ – n -мерный вектор фазовых координат; $\varphi(t, X(t), B)$ – заданный n -мерный вектор нелинейных функций фазовых координат и случайных параметров; B – l -мерный вектор случайных параметров; $f(t, X(t))$ – матрица размерности $n \times n$, определяющая коэффициент возмущения; $\xi(t)$ – белый n -мерный шум.

Использование методов численного интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений при решении СДУ затруднено недифференцируемостью белых шумов, входящих в правые части уравнений. Поэтому для преодоления этой трудности белый шум заменяется нормальным широкополосным случайнм процессом, который дифференцируется для соответствующей разностной модели необходимое число раз и имеет время корреляции меньшее, чем шаг интегрирования Δt . Тогда численные алгоритмы решения СДУ строятся с помощью обычных численных методов, в которых учитывается наличие случайных членов в правых частях.



Таблица 4 Результаты математического моделирования

$H = 400 \text{ м}$, $\delta_3 = 40^\circ$, $X_0 = 15 \text{ км}$, $Z_0 = 0 \text{ км}$, $\Delta\phi_0 = 0^\circ$, $H_{\text{вып}} \approx 15 \text{ м}$, $H_{\text{пп}} = 25 \text{ м}$, $H_{\text{СБР}} = 3 \text{ м}$				
Угол наклона глиссады $\theta_{\text{эл}}$	Масса G_T , центровка X_T , скорость Взад ном, км/ч, $V_{\text{зад}} = +20 \text{ км/ч}$ $V_{\text{зад}} = -10 \text{ км/ч}$	Дальность касания $X_{\text{пп}}$, м	Вертикальная скорость касания $V_{Y_{\text{кас}}}$, м/с	Падение тангажа перед касанием $\Delta\vartheta$, °
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ$	$G_T = 175 \text{ т}; X_T = 19\% \text{ САХ}$ $G_T = 160 \text{ т}; X_T = 25\% \text{ САХ}$ $G_T = 130 \text{ т}; X_T = 28,5\% \text{ САХ}$	75 м (381÷456)	-0,42÷-0,92	0,03÷0,40
$\theta_{\text{эл}} = 2,75^\circ$		113 м (412÷525)	-0,60÷-0,98	0,13÷1,0
$\theta_{\text{эл}} = 2,5^\circ$		156 м (467÷623)	-0,69÷-0,90	0,02÷0,10
ГРАДИЕНТНЫЙ ВСТРЕЧНЫЙ ВЕТЕР -12,8 м/с				
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ$	$G_T = 175 \text{ т}; X_T = 19\% \text{ САХ}$ $G_T = 160 \text{ т}; X_T = 25\% \text{ САХ}$ $G_T = 130 \text{ т}; X_T = 28,5\% \text{ САХ}$	50 м (248÷298)	-0,98÷-1,20	0,05÷0,16
$\theta_{\text{эл}} = 2,75^\circ$		115 м (304÷521)	-0,80÷-1,18	0,05÷0,31
$\theta_{\text{эл}} = 2,5^\circ$		90 м (323÷413)	-0,76÷-1,20	0,15÷0,32
ГРАДИЕНТНЫЙ ПОПУТНЫЙ ВЕТЕР +5,1 м/с				
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ$	$G_T = 175 \text{ т}; X_T = 19\% \text{ САХ}$ $G_T = 160 \text{ т}; X_T = 25\% \text{ САХ}$ $G_T = 130 \text{ т}; X_T = 28,5\% \text{ САХ}$	84 м (399÷483)	-0,55÷-0,81	0,05÷0,28
$\theta_{\text{эл}} = 2,75^\circ$		99 м (445÷544)	-0,69÷-0,89	0,03÷0,17
$\theta_{\text{эл}} = 2,5^\circ$		160 м (490÷650)	-0,73÷-0,80	0,03÷0,05
РЕЗКИЙ СДВИГ ВЕТРА (4,0 м/с НА 30 ФУТОВ)				
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ$	$G_T = 175 \text{ т}; X_T = 19\% \text{ САХ}$ $G_T = 160 \text{ т}; X_T = 25\% \text{ САХ}$ $G_T = 130 \text{ т}; X_T = 28,5\% \text{ САХ}$	153 м (519÷772)	-0,60÷-1,21	0,5÷1,27
$\theta_{\text{эл}} = 2,75^\circ$		179 м (575÷754)	-0,70÷-1,05	0,69÷0,81
ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЫСОТЕ $H=150 \text{ м}, 60 \text{ м}, 30 \text{ м}, 15 \text{ м}.$				
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ$	$G_T = 175 \text{ т}; 160 \text{ т}; 130 \text{ т}$ $X_T = 19\div34\% \text{ САХ};$ Взад ном, км/ч	256 м (272÷528)	-0,48÷-1,29	0,04÷1,00
$\theta_{\text{эл}} = 2,75^\circ$		297 м (289÷586)	-0,58÷-0,96	0,03÷1,00
$\theta_{\text{эл}} = 2,5^\circ$		306 м (368÷674)	-0,56÷-1,10	0,02÷0,89
РЕЛЬЕФЫ МЕСТНОСТИ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА				
Уклон ВПП +0,8%	$X_T = 19\div28,5\% \text{ САХ};$ $G_T = 175 \text{ т}; 160 \text{ т}; 130 \text{ т}$ Взад ном, км/ч $\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ; 2,75^\circ; 2,5^\circ$	74 м (395÷469)	-0,61÷-1,02	0,29÷0,80
Уклон ВПП -0,8%		71 м (449÷520)	-0,73÷-0,85	0,02÷0,22
«Дамба»		178 м (499÷677)	-0,56÷-1,02	0,10÷0,73
HILLTOP		167 м (426÷593)	-0,60÷-0,92	0,23÷0,48
ВЫСОТНОСТЬ АЭРОДРОМА $Na = 1000 \text{ м}$ $Na = 1500 \text{ м}$ $\Delta T = 30^\circ \text{C}$				
$\theta_{\text{эл}} = 3,0^\circ; 2,75^\circ; 2,5^\circ$	$X_T = 19\div28,5\% \text{ САХ};$ $G_T = 175 \text{ т} - 130 \text{ т}$ Взад ном, км/ч	224 м (482÷706)	-0,45÷-0,90	0,05÷0,08

При моделировании (1) сначала генерируется белый шум, а затем посредством математических преобразований из этой последовательности генерируются случайные возмущения X_{0i} , B_i , и ξ_i с заданными статистическими характеристиками.

После генерации случайных возмущений X_{0i} , B_i , и ξ_i производится решение системы дискретных уравнений, и по совокупности реализаций определяются вероятностные и статистические характеристики процесса автоматической посадки.

Оценка соответствия системы требованиям по вероятности успешной посадки может быть осуществлена методом статистических испытаний. Объем статистических испытаний определяется исходным правилом оценки результатов с требуемой степенью доверия, чтобы можно было сделать вывод о соответствии (или несоответствии) системы заданным требованиям по вероятностям недопустимых ошибок управления.

Как указывалось выше, поскольку объем испытаний для подтверждения таких чрезвычайно малых вероятностей достаточно велик, а количество летных испытаний ограничено, проверка точности разработанной системы может быть выполнена методом статистических испытаний.

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

Средние характеристики по вертикальной скорости и дальности приземления удовлетворяют заданным требованиям по обеспечению комфортной посадки со сравнительно невысокой вероятностью на уровне $P_{\text{зад}} = 95\%$ (в пределах 2σ):

$$-1,5 \text{ м/с} < m_{V_y} \pm 2\sigma_{V_y} < -0,3 \text{ м/с}; \\ 227 \text{ м} < m_{D_{\text{кас}}} \pm 2\sigma_{D_{\text{кас}}} < 677 \text{ м}.$$

Оценка точности по недопустимости ошибок управления на уровне 10^{-6} ($P = 0,999999$) выполнена методом «Проходит – не проходит», регламентированным в CS-AWO и в методиках ЛИИ им. М.М. Громова в качестве основного для подтверждения соответствия точностных характеристик нормам летной годности.

Предварительно в работе определено количество необходимых испытаний.

Используется оценка вероятности по частоте, основанная на биномиальном распределении:

$$P(d / n, R) = \frac{n!}{d!(n-d)!} R^d (1-R)^{n-d},$$

где n – объем испытаний, d – число отказов, R – неизвестная вероятность исхода испытаний.

Точность оценки характеризуется доверительными границами, получаемыми из уравнений Клоппера-Пирсона:

$$\sum_{r=0}^d \frac{n!}{r!(n-r)!} R_H^{n-r} (1-R_H)^r = 1 - \gamma_2;$$

$$\sum_{r=0}^{d-1} \frac{n!}{r!(n-r)!} R_B^{n-r} (1-R_B)^r = \gamma_1;$$

$(\gamma_1 + \gamma_2) - 1 = \gamma$ – доверительная вероятность;

R_H и R_B – нижняя и верхняя доверительные границы.



Принимая решающее правило $R_{\text{зад}} < R_H$, для заданной доверительной вероятности $\gamma_2 = 0,95$, определяем необходимый объем испытаний n без «отказов» (при отсутствии неуспешных посадок):

$R_{\text{зад}}$	N
0,9999	30 тыс.
0,99999	300 тыс.
0,999999	3 млн.

Посадка считается успешной, если вертикальная скорость в момент касания находится в пределах: $-3,5 \text{ м/с} < V_y < -0,3 \text{ м/с}$, а дальность точки касания не превышает следующих значений: $60 \text{ м} < D_{\text{как}} < 823 \text{ м}$.

К моменту начала выравнивания основные параметры, определяющие успешность посадки, такие как отклонение от линии глиссады ε_r , отклонение от линии курса ε_k , вертикальная скорость V_y не должны превышать ограничений по следующим предельным отклонениям:

$$\begin{aligned} |\varepsilon_r| &> 0,0762 \text{ ргм}, & \text{на высотах } 30 \text{ м} \leq H \leq 90 \text{ м}; \\ |\varepsilon_k| &> 0,0206 \text{ ргм}, & \text{на высотах } 0 \text{ м} \leq H \leq 90 \text{ м}; \\ -5,5 \text{ м/с} < V_y < -2,0 \text{ м/с}, & \text{на высотах } H_{\text{вып}} \leq H \leq 30 \text{ м}. \end{aligned}$$

В противном случае такие посадки не выполняются в автоматическом режиме и считаются уходом на 2-й круг. Допускается частота уходов на 2-й круг в объеме 5%. По результатам статистического моделирования частота уходов составляет 2,8%.

Таблица 5
Результаты статистического моделирования ($n = 3$ млн. реализаций)

Количество уходов по предельному отклонению ε_r $ \varepsilon_r > 0,0762 \text{ ргм}$	Количество уходов по предельному отклонению ε_k $ \varepsilon_k > 0,0206 \text{ ргм}$	Количество уходов по превышению вертикальной скорости на высоте $H_{\text{вып}} < H < 30 \text{ м}$ $-5,5 \text{ м/с} < V_y < -2,0 \text{ м/с}$	Общее кол-во уходов (<5%)	Количество неуспешных посадок
28 112	4	56 574	84 690	0

В соответствии с таблицей 5 при проведении статистического моделирования в объеме $n = 3$ млн. реализаций все посадки, для которых были выполнены условия начала выравнивания, были успешными.

Следовательно, по методу «Проходит - не проходит» разработанная система автоматической посадки удовлетворяет заданному уровню точности по вероятности недопустимых ошибок управления на уровне 10^{-6} . Однако данный метод позволяет построить достаточно широкую интервальную оценку искомой вероятности. Истинное значение вероятности, рассчитанное из условия $R_H > R_{\text{зад}}$, существенно больше заданного уровня $R_{\text{зад}} = 0,999999$ и составляет $R_{\text{ист}} = 0,9999999$.

Таким образом, по результатам летных испытаний и статистического моделирования с доверительной вероятностью $P_{\text{дов}} = 0,9 \div 0,95$ можно утверждать, что система удовлетворяет заданным требованиям.

Самолет Ил-96-300 с разработанной системой автоматической посадки по IIIА категории получил сертификат и принят к эксплуатации.

Литература

1. Александровская Л.А., Кузнецов А.Г., Мельникова Е.А., Оценка статистических характеристик испытаний методом Монте-Карло. – Партнеры и конкуренты, №12, 2003.
2. Александровская Л.А., Кузнецов А.Г., Мельникова Е.А., Методы сокращения объема статистических испытаний, Авиакосмическое приборостроение, №1, 2005.
3. 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.
4. Мельникова Е.А., Голубков С.Е., Проблемы III категории посадки. Объединение результатов математического и полунатурного моделирования. – Мир Авионики, №2, 2004.



УДК 681.5 50.43.19

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НА НЕПОДГОТОВЛЕННУЮ АКВАТОРИЮ

О.Б. КЕРБЕР к.т.н., В.Н. МАЗУР к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Определяются допустимые условия посадки гидросамолета в зависимости от ветровых и волновых возмущений. Анализируется управление в продольной плоскости при отсутствии сигналов радиотехнических средств посадки.

При построении автоматических алгоритмов посадки на неподготовленную акваторию основные трудности возникают в синтезе управления в боковом канале, где надо определить курс посадки в зависимости от скорости и направления ветра и параметров, характеризующих волнение моря. Эта задача решается по следующей методике. На первом этапе область возможных курсов приводнения определяется с учетом ограничений, накладываемых только на ветер. Затем область возможных курсов приводнения определяется на основе ограничений, накладываемых только на волнение. Конечная процедура решения, представляющая, таким образом, третий его этап, состоит во взаимном наложении результатов двух предыдущих этапов. Указанное наложение позволяет получить область возможных курсов приводнения с учетом ограничений, налагаемых одновременно как на волнение водной поверхности в зоне приводнения, так и на ветер.

Необходимость определения курса приводнения в процессе выполнения гидросамолетом посадки на воду является той принципиальной особенностью, которая отличает гидросамолет от обычного сухопутного самолета, курс приземления которого заранее определен ориентацией ВПП. При посадке гидросамолета, и особенно — на необорудованную акваторию, — курс приводнения, как того требует безопасность завершения полета, должен быть выбран заранее. Правильный выбор курса приводнения на взволнованную водную поверхность представляет исключительную важность, поскольку результат воздействия на самолет различных факторов гидродинамической природы (гидродинамических перегрузок, колебаний при приводнении и т.п.) может привести к непоправимым последствиям.

Характеристиками волнения являются его тип и степень (или интенсивность). Для гидросамолета наиболее важными типами волнения являются ветровое волнение, зыбь и смешанное волнение.

Под степенью волнения в дальнейшем будем понимать высоту и длину (период) волн заданной (например, 3%-й) обеспеченности.

Гидродинамика гидросамолета при приводнении и, в частности, его мореходность, устойчивость, а также испытываемые его конструкцией перегрузки в значительной степени зависят от так называемого встречного волнового профиля. Например, если гидродинамические

характеристики гидросамолета при каком-либо определенном курсе приводнения на заданную волну укладываются в допустимые эксплуатационные пределы, то это совсем не означает, что указанные характеристики будут оставаться в тех же пределах и при приводнении на ту же волну, но с другими курсами.

В ряде случаев может оказаться, что даже при незначительном изменении курса приводнения гидросамолета на заданную волну его гидродинамические характеристики резко ухудшаются. Отсюда следует, что правильный выбор курса приводнения гидросамолета имеет исключительно важное значение при выполнении посадки на воду.

Ограничения по ветру и волне

Решение поставленной задачи определения курса посадки состоит в отдельном (независимо одно от другого) удовлетворении требований при приводнении, предъявляемых к гидрометеоусловиям, как по ветру, так и по волне, и далее — в последующем взаимном наложении полученных результатов.

Для самолета-амфибии соответствующие ограничения состоят в следующем. По ветру:

— максимальный встречный ветер при приводнении составляет

$$W_{встр\ max} = 15 \text{ м/с};$$

— максимальный боковой ветер при приводнении составляет

$$W_{бок\ max} = 10 \text{ м/с}.$$

Отсюда следует, что максимально допустимый ветер, при котором приводнение может быть разрешено, составляет величину $W_{в\ max} = 18 \text{ м/с}$.

По волне: максимальная высота волны 3%-й обеспеченности равна 2м.

Оптимальный с гидродинамической точки зрения курс приводнения зависит от типа волнения. Для разработки системы автоматического приводнения помимо математической модели самолета, учитывающей действие аэродинамических и гидродинамических сил, использована математическая модель морского волнения [1].

На воздушном участке полета самолета ветровое волнение и зыбь могут быть достаточно точно оценены современными средствами. Однако для полного анализа с воздуха смешанного волнения в настоящее время существуют определенные трудности, и простых и эффективных методов его оценки нет.

Исходя из этого, будем полагать, что предназначенная для измерения профиля водной поверхности бортовая аппаратура в случае смешанного волнения способна выдавать преимущественный тип волнения, которое, таким образом, может рассматриваться либо как ветровое, либо как зыбь.

Формализуя это предположение для определения принадлежности волнения к одному из двух указанных типов, будем пользоваться следующими критериями:

— при отношении $h_e/\lambda_e < 1/30$ волнение будет считаться зыби;

— при отношении $h_e/\lambda_e \geq 1/30$ волнение будет считаться ветровым;

h_e — высота волны;

λ_e — длина волны.

Исходя из требований гидродинамики гидросамолета и из накопленного к настоящему времени практического опыта, можно сказать, что оптимальные курсы приводнения гидросамолета зависят от типа волнения на акватории следующим образом.



При ветровом волнении, когда ветер в подавляющем большинстве случаев дует в направлении перемещения волновых гребней, курс приводнения выбирается против перемещения волнового профиля.

При волнении типа зыбь, когда направление ветра может быть любым, наилучшими курсами приводнения являются три курса, из которых два параллельны фронту зыби и направлены противоположно друг другу, а третий — перпендикулярен первым двум.

Таким образом, оптимальные курсы приводнения гидросамолета в любом случае это — либо курсы поперек фронта волн, либо вдоль него, причем последний курс используется только в случае волнения типа зыби.

С гидродинамической точки зрения курсы приводнения вдоль фронта волн наиболее благоприятны, так как при выполнении приводнения позволяют существенно понизить количество ударов конструкции лодки о волну.

Удары гидросамолета об относительно «мощную» зыбь и возникающие в связи с этим большие продольные и вертикальные колебания самолета при приводнении оказываются, как показывает опыт, в значительной степени причиной того, что при приводнении на волны зыби опытные летчики всегда отдают предпочтение приводнению вдоль ее фронта. Поэтому при определении курса приводнения на волны зыби мы будем придерживаться точно такого же правила. Даже когда самолету будет разрешено приводнение навстречу волнам зыби (при высоте волн зыби до 1 м), предпочтение будет отдаваться приводнению вдоль фронта зыби (при условии удовлетворения требований по ветру).

Для построения алгоритма необходимо иметь на борту самолета следующую информацию, поступающую от аппаратуры определения параметров ветра и волнения:

W_θ — скорость ветра;

δ — угол ветра относительно выбранного направления;

h_θ — высота волны;

λ_θ — длина волны;

Ψ_θ — угол между направлением перемещений гребней главной волновой системы и какого-либо выбранного направления.

Назовем диапазон возможных курсов приводнения, получаемый только с учетом ограничений, налагаемых на ветер, «ветровым диапазоном» (или «диапазоном по ветру»). Аналогично назовем диапазон возможных курсов приводнения, получаемый с учетом ограничений, налагаемых на волнение, «волновым диапазоном» (или «диапазоном по волне»). Определив оба указанных диапазона, мы в дальнейшем наложим их взаимно один на другой и, в случае их хотя бы частичного совпадения, получим диапазон возможных курсов приводнения. В противном случае приводнение будет запрещено.

Определение ветрового диапазона

Пусть задано какое-либо направление, от которого мы будем в дальнейшем вести отсчет углов, например, направление на север \vec{ON} . Направление ветра относительно \vec{ON} определяется углом δ ($0 \leq \delta \leq 2\pi$). Под величиной скорости ветра будем понимать модуль вектора истинной скорости ветра $W_\theta = |\vec{W}_\theta|$.

Если скорость ветра W_θ удовлетворяет условию $W_\theta < W_{\text{бок max}}$, то для выбора курса приводнения никаких ограничений по ветру не существует, и ветровой диапазон возможных курсов составляет угол величиной π .

Очевиден и другой предельный случай: если величина скорости ветра W_v равна максимальной $W_v = 18 \text{ м/с}$, то существуют только два возможных курса приводнения, отличающиеся один от другого лишь направлением бокового ветра. В одном случае боковой ветер левый, в другом — правый. Причем, если ветер максимальный, то при указанных двух возможных курсах как боковой, так и встречный ветер также максимальны. Об этом варианте еще будет идти речь ниже. Очевидно, что наибольший интерес представляет область скоростей ветра, больших максимального бокового, но меньших максимально возможного. Рассмотрим для этой области отдельно два возможных варианта, когда скорость ветра находится в интервалах:

$$10 \text{ м/с} = W_{\text{бок max}} < W_v < W_{\text{встр max}} = 15 \text{ м/с}; \quad (1)$$

$$15 \text{ м/с} = W_{\text{встр max}} < W_v < W_{\text{вт max}} = 18 \text{ м/с}; \quad (2)$$

Найдем сначала решение для случая (1), а затем, подкорректировав его, получим решение для случая (2). Итак, пусть имеем ветер W_v , удовлетворяющий условию (1).

Пусть δ — угол между направлением \vec{W}_v и направлением \vec{ON} (рис. 1)

Пусть, далее, точка A обозначает конец вектора \vec{W}_v , проведенного из точки O — условного местоположения самолета в рассматриваемый момент времени (рис. 1). Вычертим две концентрические окружности радиусов, равных $W_{\text{бок max}} = 10 \text{ м/с}$, $W_{\text{встр max}} = 15 \text{ м/с}$. Из точки A , взятой на расстоянии OA , удовлетворяющем условию (1), проведем две касательные линии к окружности меньшего радиуса. Очевидно, что возможные курсы приводнения самолета будут лежать внутри угла B_1AB_2 . Действительно, при заданном согласно условию (1) ветре боковые составляющие ветра при таких курсах

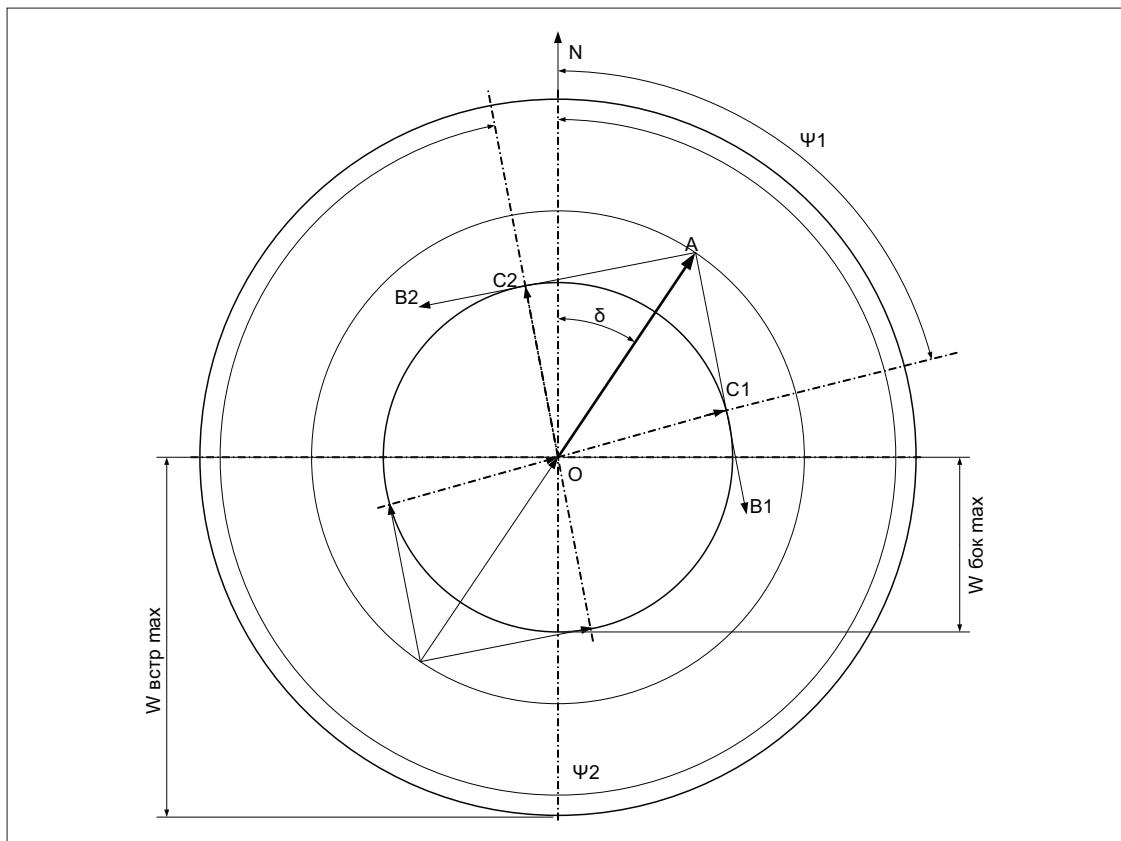


Рис. 1



всегда будут меньше максимально возможного бокового ветра, который численно равен радиусам OC_1 и OC_2 (т.е. $10\text{ m}/\text{s}$), а встречные составляющие скорости ветра будут меньше максимально возможной встречной скорости, численно большей OA . Причем касательные AC_1 и AC_2 численно будут представлять минимально возможный (при заданном ветре $W_e = OA$) встречный ветер. Очевидно, что при меньшем встречном ветре (если курс посадки выйдет за пределы угла B_1AB_2) боковой будет уже больше предельного. Далее, если величина OA будет равна предельному ветру, т.е. $18\text{ m}/\text{s}$, то максимальный встречный ветер будет достигаться только при курсе приводнения вдоль биссектрисы угла B_1AB_2 . Особенностью такого курса приводнения будет являться отсутствие бокового ветра.

С другой стороны, при приводнении вдоль сторон угла AB_1 и AB_2 , где встречный ветер будет минимально возможным, боковой (в одном случае левый, в другом – правый) будет максимально возможным.

Таким образом, внутри угла B_1AB_2 , построенного указанным выше образом, принятые согласно условию (1) ограничения по ветру выполняются.

Следовательно, аналитически задача свелась к определению углов, образованных касательными AB_1 и AB_2 с направлением OA .

Введем в рассмотрение углы Ψ_1 и Ψ_2 , обозначающие центральные углы между \overrightarrow{ON} и радиусами OC_1 и OC_2 (рис.2). Очевидно, что мы определим ветровой диапазон курсов приводнения, если выражим углы, образованные направлениями AB_1 и AB_2 с направлением \overrightarrow{ON} , через заданные величины W_e , $W_{бок\ max}$, $W_{встр\ max}$, δ .

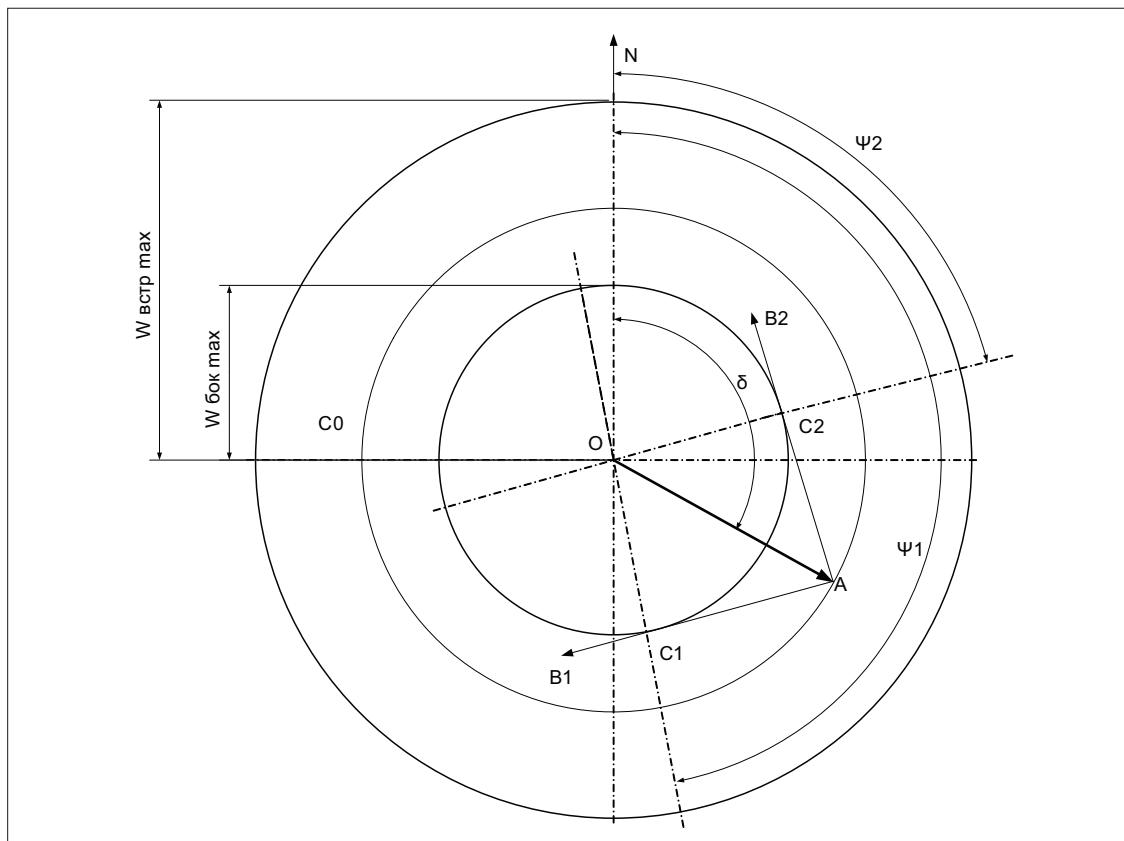


Рис. 2

Из рис.1 следует, что ориентация вектора $\overrightarrow{AB_1}$ относительно \overrightarrow{ON} отличается от угла Ψ_1 на $\pi/2$, а ориентация вектора $\overrightarrow{AB_2}$ относительно \overrightarrow{ON} отличается от угла Ψ_2 на $-\pi/2$. Следовательно, возможные курсы приводнения самолета всегда будут находиться внутри интервала $(\Psi_1 + \pi/2, \Psi_2 - \pi/2)$. Предельные курсы приводнения или, что то же самое, курсы приводнения с предельными скоростями бокового ветра будут пролегать вдоль сторон этого условного интервала. В случае встречного ветра курс приводнения будет направлен вдоль биссектрисы указанного углового интервала.

Обозначим границы ветрового диапазона через $K_1 = \Psi_1 + \pi/2$ (нижняя граница), $K_2 = \Psi_2 - \pi/2$ (верхняя граница).

$$K_1 = \begin{cases} \Psi_1 + \frac{\pi}{2}, & \text{при } 0 \leq \Psi_1 < \frac{3}{2}\pi \\ \Psi_1 - \frac{3}{2}\pi, & \text{при } 2\pi > \Psi_1 \geq \frac{3}{2}\pi \end{cases}; \quad (3)$$

$$K_2 = \begin{cases} \Psi_2 - \frac{\pi}{2}, & \text{при } 2\pi > \Psi_2 \geq \frac{\pi}{2} \\ \Psi_2 + \frac{3}{2}\pi, & \text{при } 0 \leq \Psi_2 < \frac{\pi}{2} \end{cases}. \quad (4)$$

Обозначив через δ угол между ON и направлением ветра, а также вводя для краткости обозначения $|\overrightarrow{W}_v| = a$, $|\overrightarrow{W}_{бок\ max}| = b$, $|\overrightarrow{W}_{встр\ max}| = c$, $|\overrightarrow{W}_{v\ max}| = d$, получим

$$\Psi_1 = \delta + \arccos \frac{b}{a};$$

$$\Psi_2 = \delta - \arccos \frac{b}{a};$$

$$K_1 = \begin{cases} \delta + \frac{\pi}{2} + \arccos \frac{b}{a}, & \text{при } 0 \leq \delta + \arccos \frac{b}{a} < \frac{3}{2}\pi \\ \delta + \frac{3}{2}\pi + \arccos \frac{b}{a}, & \text{при } 2\pi > \delta + \arccos \frac{b}{a} \geq \frac{3}{2}\pi \end{cases} \quad \text{нижняя граница;} \quad (5)$$

$$K_2 = \begin{cases} \delta + \frac{3}{2}\pi - \arccos \frac{b}{a}, & \text{при } 0 < \delta - \arccos \frac{b}{a} < \frac{\pi}{2} \\ \delta - \frac{\pi}{2} - \arccos \frac{b}{a}, & \text{при } 2\pi > \delta - \arccos \frac{b}{a} > \frac{\pi}{2} \end{cases} \quad \text{верхняя граница.} \quad (6)$$

Ветровой диапазон возможных курсов приводнения определен в том случае, когда скорость ветра $|\overrightarrow{W}_v| = a$ удовлетворяет условию $b < a < c$.

Перейдем теперь к рассмотрению случая, когда истинный ветер, оставаясь меньше максимально допустимого, тем не менее, больше максимального встречного, т.е.

$$c < a < d, \quad (7)$$

В этом случае оказывается, что внутри определенного ранее диапазона разрешенных углов будет иметь место подобласть, где приводнение будет запрещено.

Запрещение приводнения следует из того, что при выполнении условия по боковому ветру, тем не менее, не будет выполняться условие по максимальному встречному ветру.

В этом случае картина разрешенных углов приводнения выглядит, как показано на рис. 3.

Рассмотрим рис.3. Нанесем на него еще одну окружность радиуса, равного максимальному ветру. Рассмотрим истинный ветер, удовлетворяющий условию (7). В этом случае вектор \overrightarrow{W}_v будет таков, что точка A лежит между окружностями радиусов $W_{v\ max}$ и $W_{встр\ max}$. Напомним, что в предыдущем нашем исследовании диапазон разрешенных курсов представлял всю угловую область, ограниченную углом $B_1AB_2 < \pi$.

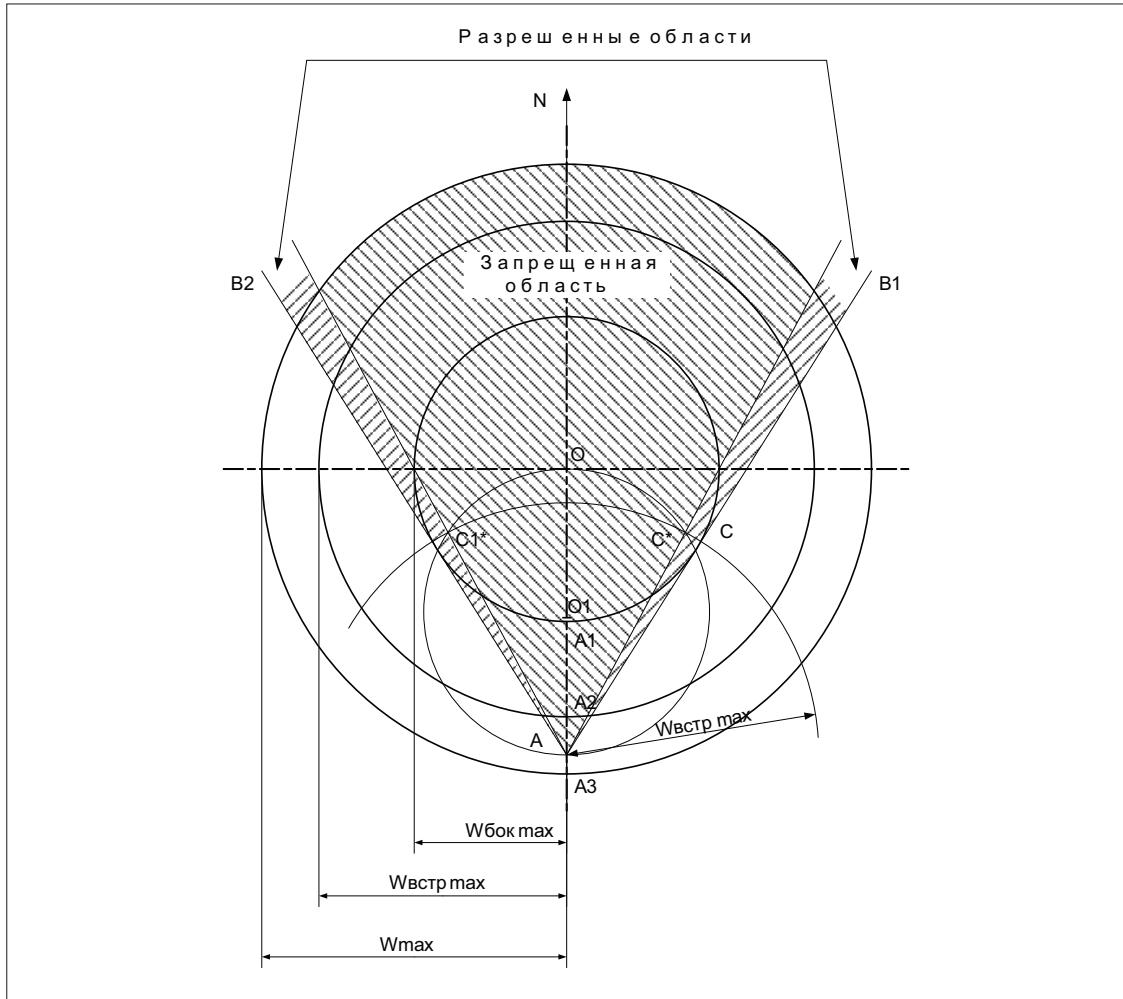


Рис. 3

Проведем полуокружность, диаметром которой служит отрезок OA , численно равный истинному ветру W_e . Далее, проведем дугу, являющуюся частью окружности с центром в точке A и радиуса, равного максимальному встречному ветру $W_{встр max}$. Так как по условию (7) истинный ветер меньше максимального, но больше максимального встречного, то проведенная дуга обязательно пересечет полуокружность диаметра OA в некоторой точке C^* . Отсюда видно, что истинный ветер W_e может быть разложен в точках полуокружности диаметра OA на левый по борту самолета боковой и встречный ветер. Аналогично, если эту полуокружность дополнить до полной окружности, то получим правые боковые ветры.

Очевидно, что вдоль дуги OC^* встречный ветер будет больше максимально допустимого, несмотря на то, что боковой остается все-таки меньше максимально допустимого.

Таким образом, оба ограничения по боковому и по встречному ветру не выполняются одновременно внутри некой «сердцевины» угла B_1AB_2 .

Данная «сердцевина» имеет описанные выше особенности, а потому и является запрещенной для выбора курсов приводнения.

Оба ограничения, очевидно, выполняются внутри угла B_1AC_* , а также внутри угла C_1*AB_2 , являющегося зеркальным отражением угла B_1AC_* относительно OA .

Таким образом, вид области разрешенных курсов в случае, когда ветер удовлетворяет условию (7), выяснен.

Следующей задачей является аналитическое определение положения границ этой области относительно направления \overrightarrow{ON} .

Сектор, характеризующий запрещенную область угла B_1AB_2 , нетрудно вычислить.

Поскольку в прямоугольном треугольнике $\Delta OC*A : OA = a, C*A = c$, то, обозначив угол C_1*AC_* через $2\delta'$, получим $\delta' > \arccos \frac{c}{a}$. Таким образом, если W_e ветер удовлетворяет условию (7), то область разрешенных курсов приводнения состоит из двух равных подобластей, имеющих в плане форму острых углов, расположенных симметрично относительно направления, вдоль которого дует ветер, а в середине угла B_1AB_2 появилась запрещенная область шириной $2\delta' > \arccos \frac{c}{a}$.

С приближением истинного ветра к предельно допустимому (18 м/с) запрещенная область курсов приводнения увеличивается, а обе разрешенные подобласти ветрового диапазона (соответствующие левому и правому боковым ветрам) уменьшаются.

При равенстве ветра W_e предельно допустимому обе разрешенные подобласти выродятся в лучи — стороны угла B_1AB_2 . В этом случае будут иметь место только два направления, вдоль которых с учетом поставленных ограничений может быть выбран курс приводнения самолета, а именно: вдоль лучей B_1A и AB_2 , причем на этих курсах предельно допустимым будет не только встречный ветер, но также предельно допустимым будет и боковой: в одном случае левый, в другом — правый.

При приближении ветра по величине к максимальному встречному запрещенная область постепенно исчезает, вырождаясь в прямую линию — биссектрису угла B_1AB_2 . Вдоль этого направления встречный ветер будет максимально допустимым, а боковой будет отсутствовать.

Таким образом, диапазон возможных курсов приводнения самолета-амфибии в зависимости от ограничений, наложенных на ветер, полностью определен.

Определение волнового диапазона

Основные соображения по выбору курса приводнения самолета-амфибии на взволнованную поверхность моря изложены выше. Все они хорошо известны и являются обобщением имеющегося в настоящее время опыта эксплуатации гидросамолетов при посадке на воду.

Согласно сказанному ранее, существенное значение для определения области возможных курсов приводнения имеет направление распространения фронта волн. Обозначим это направление через Ψ_e (см. рис. 4).

Заметим, что в случае ветрового волнения, как правило, $\Psi_e = \delta$. Но, вообще говоря, в море могут существовать и такие условия, при которых даже при наличии ветровой волны курс распространения фронта волн не равен направлению ветра, т.е. $\Psi_e \neq \delta$. Рассмотрим второй случай, так как из него всегда можно получить первый.

При выполнении гидросамолетом приводнения поперек фронта волн всегда существует некоторая окрестность основного (генерального) направления, выход за пределы которой по гидродинамическим соображениям должен быть запрещен. Для гидросамолета эта зона принята равной $\Delta\Psi_e = \pm 10^\circ$ и является одинаковой как для ветровых волн, так и для волн зыби.

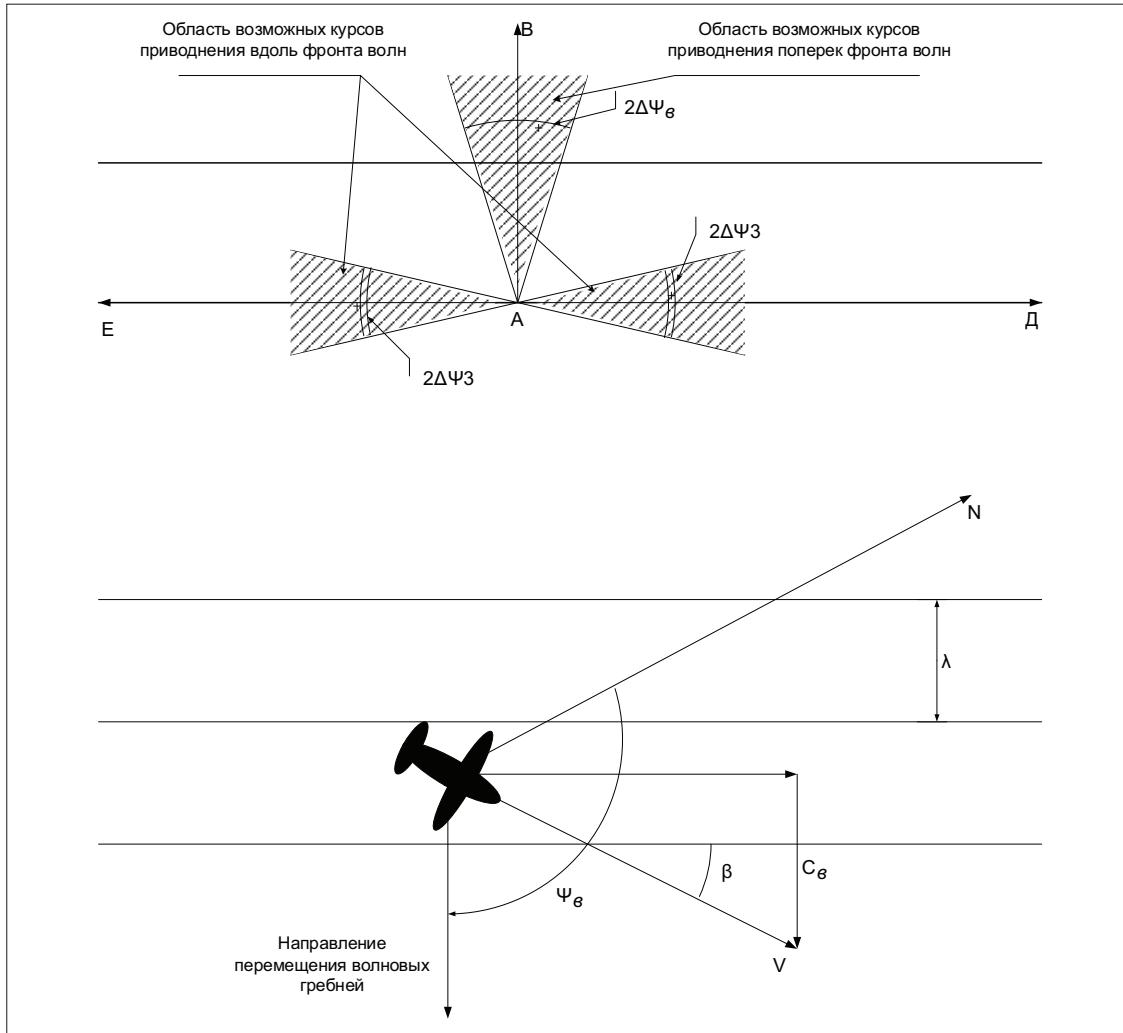


Рис. 4

Отсюда, если курс распространения фронта волн равен Ψ_θ , то курсы приводнения самолетоамфибии поперек фронта волн и в тоже время навстречу их распространения будут лежать в угловом интервале:

$$(\chi_1, \chi_2) = (\Psi_\theta + \pi - \Delta\Psi, \Psi_\theta + \pi + \Delta\Psi).$$

При этом, если формально какая-либо из указанных границ не попадет в интервал $(0, 2\pi)$, то результат корректируется.

Напомним, что приводнение гидросамолета поперек фронта волн в силу причин, обусловленных его аэродинамикой и гидродинамикой, обязательно должно выполняться навстречу не только ветровой волне, но также и навстречу зыби высотой до 1 м, если условия по ветру не позволяют приводняться иным курсом – вдоль фронта волн.

Однако еще раз подчеркнем, что курсы приводнения вдоль зыби наиболее предпочтительны. Согласно требованиям, предъявляемым к гидросамолету, в случае зыби, высота которой лежит в пределах $1m \leq h_\theta \leq 2m$, курсы приводнения вдоль зыби являются обязательными и единственными возможными.

Определим теперь границы волнового диапазона для случая приводнения вдоль фронта волн.

Для таких курсов приводнения также существует диапазон возможных отклонений от оптимальных курсов. Этот диапазон принят равным $\Delta\Psi_3 = \pm 5^\circ$.

Поэтому, если $\Psi_e = \Psi_3$, где Ψ_3 – курс распространения фронта волн зыби, то границы обеих областей возможных курсов приводнения вдоль зыби будут определяться интервалами:

$$(\Psi_3 + \pi/2 - \Delta\Psi_3, \Psi_e + \pi/2 + \Delta\Psi_3) – правый галс, волна с правого борта,$$
$$(\Psi_3 - \pi/2 - \Delta\Psi_3, \Psi_e - \pi/2 + \Delta\Psi_3) – левый галс, волна с левого борта.$$

Итак, области возможных курсов приводнения, исходя из ограничений, накладываемых на волнение, определены как для случая приводнения поперек волнового фронта, так и вдоль него.

Курс приводнения вдоль фронта волновых гребней выбирается для того, чтобы избежать большого количества ударов конструкции самолета о волну и свести их число, по возможности, только к первому посадочному удару. С этой точки зрения идеальным приводнением следует считать такое, при котором самолет, начиная с момента касания воды и на протяжении всего пробега по воде, будет находиться в одной и той же точке профиля волны.

Следовательно, для курсов приводнения вдоль фронта волн полученные результаты позволили бы осуществить указанную возможность только в том случае, если бы волновая поверхность была как бы застывшей, т.е. не перемещалась бы в пространстве.

В действительности, однако, фронт зыби, как и любой другой волны, перемещается по поверхности моря.

Для достижения наилучших условий приводнения это перемещение должно быть учтено. Практически учет скорости перемещения волновых гребней сводится к необходимости выполнения так называемого упреждения. Смысл упреждения состоит в том, что перед касанием самолета воды вектор его скорости представляет собой геометрическую сумму составляющей вектора скорости самолета вдоль фронта волн и вектора скорости перемещения самих волновых гребней, т.е. воздушный курс самолета не параллелен фронту волн. Следовательно, для правильного выполнения приводнения самолета вдоль волновых гребней вектор скорости самолета должен быть повернут относительно линии, параллельно которой выстраиваются гребни волн, на некоторый угол β , называемый углом упреждения (см. рис. 4).

Практика эксплуатации гидросамолетов показывает, что скорости основных волн зыби по сравнению с посадочной скоростью гидросамолета таковы, что угол упреждения чаще всего оказывается в пределах $\beta = 5...15^\circ$. На этот диапазон углов упреждения мы и будем ориентироваться при разработке алгоритмов управления. Однако, вообще говоря, при приводнении вдоль зыби всякий раз следует определять угол β .

Исходя из сказанного, границы волнового диапазона при приводнении вдоль фронта зыби в случае правого и левого галсов следует определять по формулам:

$$(p_1, p_2) = (\Psi_3 + \pi/2 - \beta - \Delta\Psi_3, \Psi_e + \pi/2 - \beta + \Delta\Psi_3) – правый галс,$$
$$(p_1, p_2) = (\Psi_3 - \pi/2 + \beta - \Delta\Psi_3, \Psi_e - \pi/2 + \beta + \Delta\Psi_3) – левый галс.$$

Таким образом, волновой диапазон курса приводнения гидросамолета определен полностью.

Для волн зыби высотой до $h_z = 1\text{м}$ весь волновой диапазон состоит из трех поддиапазонов, каждый из которых в плане имеет форму острого угла. Лучи-биссектрисы двух поддиа-



пазонов лежат на одной прямой, параллельной фронту волн, и направлены противоположно друг другу. Луч-биссектриса третьего поддиапазона не только перпендикулярен фронту волн, но и направлен противоположно скорости его распространения.

В случае исключительно ветрового волнения для выбора курса приводнения разрешенным остается только третий поддиапазон.

Взаимное наложение волнового и ветрового диапазонов

Для ответа на вопрос о существовании в реальных условиях области возможных курсов приводнения, удовлетворяющей ограничениям по ветру и волнению, требуется взаимно наложить результаты, полученные выше.

Формально, требуемая процедура сводится к такому совмещению на одной плоскости полученных геометрических фигур, представляющих собой области возможных курсов приводнения, при котором, во-первых, совпали бы вершины соответствующих углов и, во-вторых, совпали бы направления, относительно которых эти области определены аналитически (направление \vec{ON}).

Ясно, что только такое совмещение позволит получить исчерпывающий ответ на вопрос о том, возможно ли выбрать оптимальный с точки зрения гидродинамики курс приводнения при удовлетворяющих требуемым ограничениям ветре и волнении, оцениваемым с борта самолета.

Если же в результате наложения общих участков не окажется, то это будет означать, что при данных гидро- и метеоусловиях нельзя выбрать курс приводнения, удовлетворяющий требуемым ограничениям, а поэтому приводнение в этом случае должно быть запрещено. Алгоритм выбора курса приводнения построен на рассмотренных принципах. Стабилизация выбранного курса осуществляется традиционным алгоритмом.

Управление в продольной плоскости

Управление в продольной плоскости при приводнении включает три участка: стабилизация высоты $400 - 500\text{м}$, снижение по глиссаде планирования и выравнивание. Желательно, чтобы траектория автоматической посадки на воду была привычной для экипажа. Поэтому глиссада планирования должна представлять прямую линию, пересекающую подстилающую поверхность под углом $\Theta_e \approx 3^\circ$.

Автоматизация управления на режиме стабилизации высоты никаких трудностей не представляет: система автоматического управления решает такую задачу с требуемой точностью. Единственное затруднение, возникающее при посадке на необорудованную акваторию, связано с отсутствием данных о барометрическом давлении на уровне моря для выставки баровысотометра.

Однако это затруднение может быть преодолено путем вычисления ожидаемого давления с использованием данных радиовысотометра.

Снижение по глиссаде планирования и выравнивание представляют собой наиболее трудные задачи во всей совокупности вопросов, связанных с приводнением. Отсутствие жестких требований к точности стабилизации самолета на глиссаде планирования и точности выдерживания координат приводнения позволяет принимать на снижении и выравнивании один и тот же режим стабилизации заданного значения вертикальной скорости. В этом случае посадочная траектория имеет привычный для экипажа вид: вначале снижение с вертикальной

скоростью, соответствующей углу наклона глиссады (например, $\Theta_2 \approx 3^\circ$ и $V = 260 \text{ км/ч}$ $V_y = -3,8 \text{ м/с}$), затем на высоте начала выравнивания ($H \approx 15 \text{ м}$) уменьшение вертикальной скорости до величины, соответствующей моменту касания ($V_y = -0,2 \div -0,3 \text{ м/с}$), и стабилизация ее до приводнения. Отказ от традиционного экспоненциального выравнивания по предварительным расчетам способен при тех же ветровых возмущениях уменьшить разброс вертикальной скорости в момент приводнения в два раза. Однако следует иметь в виду, что при этом значительно увеличивается разброс по дальности.

Литература

1. Тупысев А.Н. Радиолокационное наблюдение в условиях качки. — Ленинград. Издание Военно-морской академии. — 1965



УДК 519.714

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ УНИФИЦИРОВАННОГО ЗАКОНА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ В КАНАЛЕ РУЛЯ ВЫСОТЫ И КАНАЛЕ ТЯГИ НА РЕЖИМЕ «УХОД НА 2-Й КРУГ»

Ю.Г. БОРИСЕНКО к.т.н., Л.А. ВОЛОДИНА, О.Б. КЕРБЕР к.т.н.
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье изложены основные принципы закона автоматического управления полетом самолета в продольной плоскости на режиме «Уход на 2-й круг, реализованного в разработанных в МИЭА системах управления для современных гражданских авиалайнеров.

Уход на 2-й круг является режимом, обеспечивающим безопасность полета при заходе на посадку и посадке в случае возникновения непредвиденных обстоятельств – отказа двигателя или курсового маяка, осложнения метеорологических условий, непопадания на поверхность ВПП и др.[1]. Режим ухода начинается в момент принятия летчиком решения о прекращении посадки и характеризуется переходом самолета с режима снижения по глиссаде в режим набора высоты и разгона по скорости для повторного захода на посадку. Ввиду сложности и критичности данного режима его автоматизация является первоочередной задачей разработок любых систем автоматического управления полетом самолета на режиме «Посадка». В современной авиации сертификация данных систем управления невозможна без реализации в них автоматического ухода на 2-й круг.

Реализованный в вычислительных системах управления полетом и тягой алгоритм автоматического ухода на 2-й круг обеспечивает выведение самолета из режима снижения по глиссаде или с любой точки траектории «выравнивания» на режим набора высоты как при всех работающих двигателях, так и при одном отказавшем двигателе во всех ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ).

Полная автоматизация режима «Уход на 2-й круг» в продольной плоскости осуществляется совместной работой канала руля высоты и канала тяги.

Функционально автоматический режим ухода на 2-й круг в продольной плоскости выполняется в три этапа:

1. Этап перегиба траектории, т.е. перевод самолета с траектории снижения на траекторию набора высоты;
2. Этап набора высоты и увеличения скорости полета;
3. Этап «выполаживания» траектории (выход в горизонт к выставленной летчиком до включения режима заданной высоте круга $H_{зад}$).

Основой закона управления является формирование и отработка через канал руля высоты заданной вертикальной скорости (V_y зад).

Аналитически, с учетом всех трех этапов режима «Уход на 2-й круг», величина заданной вертикальной скорости формируется следующим образом:

$$V_{y \text{ зад}} = \begin{cases} V_{y \text{ зад}}^{\text{yx}}, & \text{при } \mu_{V_y} = 0 \\ V_{y \text{ зад}}^{\text{вып}}, & \text{при } \mu_{V_y} = 1, \end{cases}$$

где: μ_{V_y} – признак начала фазы «выполнаживания» траектории.

Формирование заданной вертикальной скорости

на первом и втором этапах режима «Уход на 2-й круг» ($V_{y \text{ зад}}^{\text{yx}}$)

Заданная вертикальная скорость ($V_{y \text{ зад}}^{\text{yx}}$) формируется на основе информации об энергетическом состоянии самолета в данный конкретный момент полета, другими словами, на основе определения потенциальной вертикальной скорости ($V_{y \text{ пот}}$).

По определению: потенциальная вертикальная скорость – это такая максимальная вертикальная скорость, при которой самолет летит в наборе высоты на скорости V_n без ускорения, т.е. на максимальном, с точки зрения энергетических возможностей двигателя, угле наклона траектории.

Известно, что полная энергия летящего самолета равна сумме его потенциальной и кинетической энергии:

$$E = mgH + m \frac{V_n^2}{2}, \quad (1)$$

где: H – высота полета [м];

V_n – путевая (траекторная) скорость [м/с];

m – масса самолета [кг];

g – ускорение свободного падения [м/с²].

Изменение полной энергии по времени равно:

$$\frac{dE}{dt} = mg \frac{dH}{dt} + mV_n \frac{dV_n}{dt}. \quad (2)$$

Разделив обе части уравнения (2) на mgV_n , получим:

$$\frac{1}{mgV_n} \frac{dE}{dt} = \frac{1}{V_n} \frac{dH}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV_n}{dt}. \quad (3)$$

Уравнения движения самолета в траекторной системе координат в предположении, что $\varphi = \gamma = 0$, имеют вид:



$$\frac{dV_n}{dt} = g(n_{xt} - \sin \theta), \quad (4)$$

$$\frac{dH}{dt} = V_n \cdot \sin \theta. \quad (5)$$

Решая совместно (4) и (5), найдем выражение для перегрузки вдоль траектории n_{xt} :

$$n_{xt} = \frac{1}{V_n} \frac{dH}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV_n}{dt}. \quad (6)$$

Сравнение (3) и (6) показывает, что изменение полной энергии самолета пропорционально значению перегрузки вдоль траектории n_{xt} .

Выражение (4) перепишем следующим образом:

$$n_{xt} = \sin \theta + \frac{1}{g} \frac{dV_n}{dt}. \quad (7)$$

Из (7) и, учитывая определение потенциальной вертикальной скорости, имеем:

$$V_y^{nom} = V_n \cdot \sin \theta_{max} = V_n \cdot n_{xt} [\text{м/c}]. \quad (8)$$

С другой стороны, текущее значение продольной перегрузки вдоль траектории n_{xt} можно определить через продольную и вертикальную перегрузки в связанных осях согласно выражению:

$$n_{xt} = n_{x_1} \cdot \cos \alpha_t - n_{y_1} \cdot \sin \alpha_t, \quad (9)$$

где: n_{x_1}, n_{y_1} – продольная и вертикальная перегрузка в связанных осях [ед. перег.];

$\alpha_t = \vartheta - \theta$ – траекторный угол атаки [град.];

ϑ – угол тангажа [град.];

θ – угол наклона траектории [град.].

Учитывая (8) и (9), приходим к формуле вычисления потенциальной вертикальной скорости V_y^{pot} в виде:

$$V_y^{nom} = V_n \cdot (n_{x_1} \cdot \cos (\vartheta - \theta) - n_{y_1} \cdot \sin (\vartheta - \theta)), \quad (10)$$

где сигналы $n_{x_1}, n_{y_1}, \vartheta, \theta$ и V_n поступают из инерциальной системы (ИНС).

Заданная вертикальная скорость на первом и втором этапах режима «Уход на 2-й круг» определяется на основе потенциальной вертикальной скорости:

$$V_{y \text{ зад}}^{\text{yx}} = \sqrt{V_y^{\text{max}} - V_y^{\text{min}}}; \quad (11)$$

$$\tilde{V}_y^{\text{yx}} = \frac{1}{Tp+I} V_y^{\text{yx}}; \quad (12)$$

$$V_y^{\text{yx}} = K_p \cdot V_y^{nom}, \quad (13)$$

где:

- K_p – коэффициент, который определяет соотношение составляющих полной энергии (тяговооруженности самолета) на набор высоты и на разгон по скорости.
- K_p выбирается в результате математического моделирования таким, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ) для данного типа самолета:
 - во-первых, обеспечивался требуемый по нормам минимальный градиент скороподъемности;
 - во-вторых, при достаточной тяговооруженности самолета обеспечивался полет с разгоном до потребных для конкретного самолета скоростей, а при малой тяговооруженности обеспечивался полет с $\dot{V} > 0$;
- V_y^{max} – верхнее ограничение на заданную вертикальную скорость, величина которого выбирается из условий комфорта, тем самым предотвращая большие градиенты набора высоты ,
- $V_y^{min} = 0$. – нижнее ограничение на заданную вертикальную скорость, позволяющее выход самолета в горизонт с целью предотвращения столкновения с Землей в экстремальных ситуациях (при попадании в зону действия нисходящего сдвига ветра при полете с отказом одного двигателя).

Из формулы (12) видно, что в определении заданной вертикальной скорости используется аperiодический фильтр с целью:

- осуществления первого этапа режима «Уход на 2-й круг», а именно перегиба траектории и обеспечения минимума просадки путем резкого отклонения руля высоты на кабрирование. Это делается за счет выставки начального значения на выходной сигнал аperiодического фильтра и выбора соответствующей постоянной времени фильтра,
- фильтрации входной информации, использующейся в вычислении потенциальной вертикальной скорости $V_y^{\text{пот}}$.

Формирование заданной вертикальной скорости на третьем этапе режима «Уход на 2-й круг» ($V_{y \text{ зад}}^{\text{вып}}$)

При подходе самолета к выставленной летчиком заданной высоте круга ($H_{\text{зад}}$) производится анализ определения момента начала фазы «выполаживания» траектории (другими словами, признака «выполнения» $\mu_{V_y} = 1$), на основе сравнения ΔH с ΔH_y , где ΔH – отклонение текущей относительной высоты от высоты круга, ΔH_y – упреждение.

Упреждение формируется следующим образом:

$$\Delta H_y = K_y \cdot (V_{y \text{ зад}}^{\text{вып}})^2.$$

K_y – подбирается из условия минимизации отклонения высоты от заданного значения высоты круга.

При получении признака «выполнения» ($\mu_{V_y} = 1$) формируется переменная заданная вертикальная скорость $V_{y \text{ зад}}^{\text{вып}}$, которая плавно уменьшается до нуля.

Формирование управляющего сигнала на режиме «Уход»

Отработка заданной вертикальной скорости производится традиционным алгоритмом на основе формирования позиционного и интегрального трактов управления, а также демптирующей составляющей и компенсационного сигнала коррекции по закрылкам.



Алгоритм автоматического управления в канале тяги на режиме «Уход на 2-й круг»

Управление тягой двигателя самолета производится путем перемещения рычагов управления двигателями (РУД), при этом выходным сигналом канала тяги системы управления является сигнал скорости отклонения привода регулирования тяги (ПРТ) ($\dot{\alpha}_{\text{руд}}^{\text{зад}}$).

Управление тягой двигателей на режиме «Уход» имеет две фазы:

1. Фаза «управления разгоном по скорости»,
2. Фаза «стабилизации заданной скорости».

Для обеспечения качественного (апериодического) выхода самолета на заданную скорость вводится упреждение по переходу от фазы «управления разгоном по скорости» к фазе «стабилизации заданной скорости» путем формирования признака переключения (μ_v^{yx}) в виде:

$$\mu_v^{\text{yx}}(n) = \begin{cases} 0, & \text{при } ((V_{np} - V_{np\text{ зад}}) \leq -\Delta\bar{V}) \wedge \mu_v^{\text{yx}}(n-1) = 0 \\ 1, & \text{при } ((V_{np} - V_{np\text{ зад}}) > -\Delta\bar{V}) \vee \mu_v^{\text{yx}}(n-1) = 1 \end{cases},$$

где: $\Delta\bar{V}$ – положительная константа.

1. Фаза «управления разгоном по скорости» (т.е. при $\mu_v^{\text{yx}} = 0$)

Традиционно при включении режима «Уход на 2-й круг» от кнопки «2-й круг» автомат тяги переводит РУД в положение взлетного режима работы двигателей с максимальной скоростью $\dot{\alpha}_{\text{руд}}^{\text{зад}}$, вследствие чего у самолетов с большой тягооруженностью создаются значительные моменты на кабрирование (особенно характерные для «легкого» самолета при всех исправных двигателях) и, как следствие, развиваются большие вертикальные скорости и недостаточный темп нарастания приборной скорости, что иногда приводило к снятию летчиком режима «Уход».

В настоящее время на современных самолетах, оснащенных силовой установкой, создающей большую тягооруженность, системы управления, разработанные в МИЭА, обеспечивают перемещение РУД с приемлемой скоростью в сторону взлетного режима и останавливаются в промежуточном положении, не доходя до взлетного режима, при наличии следующих условий:

- а) $V_y^{\text{пот}} \geq V_y^{\text{мин}}$, где $V_y^{\text{мин}}$ – обеспечивает приемлемый градиент набора и разгон по скорости,
- б) положение РУД должно обеспечивать режим работы двигателей не менее «номинального».

После одновременного выполнения условий а) и б) выходной сигнал $\dot{\alpha}_{\text{руд}}^{\text{зад}}$ обнуляется. В случае невыполнения хотя бы одного из условий РУД передвигаются с той же скоростью к взлетному положению.

2. Фаза «стабилизация заданной скорости» (т.е. при $\mu_v^{\text{yx}} = 1$) обеспечивает подключение контура управления и стабилизации скорости ($\dot{\alpha}_{\text{руд}}^{\text{зад}} - \text{var}$) в традиционном виде, который используется в режимах «Посадка», «Выход на эшелон», «Вертикальная скорость» при возможных изменениях настроек коэффициентов трактов управления для режима «Уход на 2-й круг».

При пересечении самолетом заданной высоты круга ($H_{\text{зад}}$) обеспечивается автоматическое отключение режима «Уход на 2-й круг» в продольном канале и включение режима «Стабилизация высоты».

Выводы

Изложенные в настоящей статье принципы алгоритмического построения каналов продолжительного управления обеспечивают качественное управление на режиме «Уход на 2-й круг» с учетом энергетических возможностей самолета. Рассмотренный алгоритм входит в состав бортового программно-математического обеспечения систем управления современных гражданских самолетов.

Литература

1. Белогородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. М., Изд-во «Транспорт», 1972.



УДК 629.735

МЕТОДИКА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ ИНДИЦИРУЕМОЙ ИНФОРМАЦИИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

Н.А. КОЗАНКОВА, к.т.н., В.Т. СТРЕЛКОВ, к.т.н.

ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье предложены принципы классификации информации, критерии определения ее значимости, и представлена методика распределения потоков информации, позволяющая формировать информационное поле кадра с учетом принятых критериев и необходимого времени реакции экипажа.

Современное развитие авиации ставит задачи разработки таких средств навигации и управления, которые обеспечили бы требования высокой точности, надежности и помехозащищенности работы систем, а если это необходимо, то автономности и скрытности.

Достижение этих целей обеспечивается путем комплексирования информации разнородных пилотажно-навигационных систем, централизованного формирования управляющих сигналов и представления экипажу интегрированной информации о текущей навигационно-пилотажной обстановке.

В решении всех этих задач ведущая роль отводится вычислительной системе самолетовождения (ВСС).

Современные системы самолетовождения представляют собой интегрированную систему, которая объединяет вычислитель, многофункциональный пульт управления и индикации (МФПУ) и навигационную базу данных, что позволяет непрерывно обеспечивать экипаж информацией о текущем местоположении воздушного судна (ВС), формировать параметры управления для системы управления полетом и обеспечивать централизованное управление работой других систем ВС.

МФПУ является составной частью ВСС, и его основной функцией является управление режимами ее работы [1, 2]. Однако в составе современных навигационных комплексов на МФПУ возлагаются также задачи управления работой и отображения информации взаимодействующих с ВСС систем, к которым относятся радиотехнические системы навигации и посадки, системы связи и другие, что позволяет исключить из состава бортового оборудования пульты перечисленных систем.

МФПУ, являясь интерфейсом между вычислителем и экипажем, предназначен для отображения информации, необходимой для выполнения самолетовождения.

С возрастанием объема информации в условиях ограниченного информационного поля пульта (кадра) возникают следующие проблемы:

- распределения информации по кадрам и режимам индикации из условия формирования у экипажа максимально достоверной информационной модели полета за минимальное время;
- формирования процедур управления, характеризующихся минимальным временем достижения цели и максимальной однотипностью действий для лучшей усвоемости.

Процедуры управления и распределение информации по кадрам и режимам зависят как от объективных показателей (состава информации и конструктивных характеристик пультов), так и субъективных (взглядов проектировщиков и заказчиков). Состав информации определяется типом ВС, составом его бортового оборудования (БО) и задачами, решаемыми ВСС, а структура представления информации определяется конструктивными характеристиками МПФУ. Изменение любого из перечисленных параметров приводит к изменению структуры информации и процедур управления. Разработка новой структуры в настоящее время выполняется на основе опыта проектировщиков с учетом пожеланий заказчиков, а оценка компоновки информации и процедур управления, с точки зрения удобства и пригодности для эксплуатации, выполняется эксперты путем, причем главным образом на этапе стендовых и летных испытаний, когда большой объем работы по созданию программного обеспечения (ПО) уже проделан. Вследствие этого процесс разработки и получения одобрения этого ПО становится весьма трудоемким и дорогостоящим. Поэтому весьма актуальным является поиск путей такого представления информации, которое приведет к повышению эффективности управления и сокращению трудозатрат. В данной работе в качестве такого пути предлагается проведение предварительной количественной оценки информации по ее значимости в зависимости от требований этапа полета и критичности к времени отклика с точки зрения вероятности выполнения целевой задачи.

При разработке ВСС в Московском институте электромеханики и автоматики (МИЭА) задачи повышения эффективности управления и безопасности самолетовождения за счет повышения качества распределения индицируемой информации и создания процедур управления решаются путем:

- разработки количественных критериев, позволяющих на предварительном этапе разработки ВСС провести оценку и ранжировку информации по ее значимости в зависимости от требований соответствующего этапа полета и критичности к времени отклика с точки зрения вероятности выполнения целевой задачи;
- разработки методики, позволяющей формализовать задачу компоновки информации путем использования результатов ранжировки и обеспечить, таким образом, повышение эффективности разработки человеко-машинного интерфейса ВСС, ограничив на предварительном этапе влияние человеческого фактора на структуру информации и на процедуры управления;
- унификации процессов разработки структуры индикации и процедур управления информацией на МФПУ различных комплексов БО.

Полученные результаты апробированы в системах, которые находятся в эксплуатации или на стадии проектирования в ОАО «МИЭА» (ВСС-100, ВСС-100-1).

На базе разработанных методов и критериев обосновываются принципы отображения информации на дисплее МФПУ, ее компоновка, доступность и процедуры управления.



В настоящее время на смену ВСС, удовлетворяющим требованиям ARINC 702, приходят новые перспективные системы, соответствующие требованиям ARINC 702A. Они имеют расширенные функциональные возможности и предусматривают интенсивное использование навигации, основанной на спутниковых системах, обеспечивающих требования RNP (Required Navigation Performance) [3], и поддержку функций связи навигации, наблюдения (SNS/ATM). Интеграция систем управления воздушным движением с бортовым оборудованием, обеспечивающим функцию SNS/ATM, позволяет выполнять безопасное пилотирование в пределах установленных норм, составлять более точное расписание и т. д.

К основным функциям ВСС относятся (рис. 1):

- навигация в горизонтальной плоскости;
- навигация в вертикальной плоскости;
- специальные задачи;
- планирование полета;
- оптимизация режимов полета;
- формирование управляющих сигналов в горизонтальной и вертикальной плоскостях;
- интерфейс с экипажем;
- применение навигационной базы данных;
- контроль.

Большая часть этих задач является общей для всех типов ВСС. Общность задач, решаемых ВСС, предполагает общность информации, отображаемой на экране МФПУ.

Однако пульты различных фирм отличаются исполнением и компоновкой кадров, что приводит к разработке практически уникального ПО для каждой модели ВСС.

Сочетание погрешности навигационной системы и погрешности техники пилотирования характеризует точность системы при автоматическом управлении. При ручном управлении добавляется еще и погрешность отображения информации. Уровень погрешности отображения информации зависит от динамики движения объекта, времени доступа и считывания, а

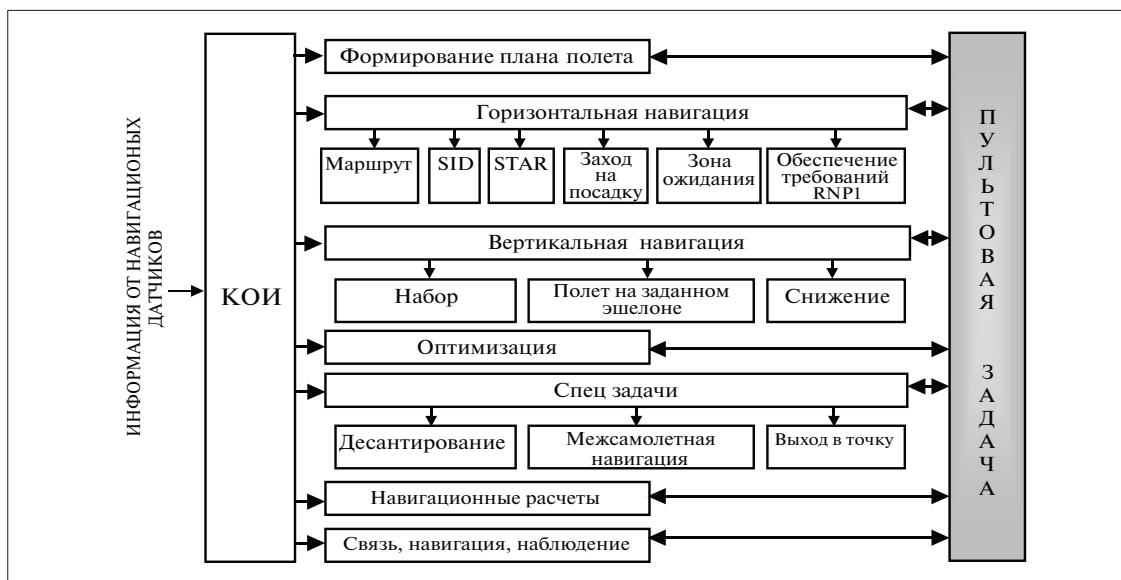


Рис. 1. Функциональное алгоритмическое обеспечение ВСС

также времени восприятия экипажем, способа представления и дискретности формирования. Часть факторов определяется эргономическими особенностями, а часть конструктивными. Из этого следует, что разработка методики формирования структуры индицируемой информации является важной и актуальной проблемой.

МФПУ предоставляет пилоту информацию об измеряемых параметрах и состоянии систем навигационного комплекса (НК) в те моменты, когда в ней появляется необходимость. Количество информации, представляемой МФПУ, должно быть достаточным для оценки состояния НК, положения ВС, принятия решения и контроля за его исполнением.

Конкретные задачи, решаемые МФПУ, определяются функциями, выполняемыми ВСС.

Для выполнения системой ВСС основных функций, представленных на рис. 1, необходимо, чтобы МФПУ обеспечивал индикацию параметров, позволяющих экипажу контролировать правильность выполнения каждой функции, и предоставлял возможность управления процессами функционирования НК.

Поскольку объем индицируемой информации очень велик, предлагается сгруппировать ее по принципу принадлежности к определенному этапу полета или процедуре работы экипажа (рис. 2).

При этом необходимо учитывать назначение ВС и основные режимы его полета; динамику изменения индицируемых параметров и ценность информации; требования к безопасности полета; способы минимизации времени считывания показаний; особенности восприятия информации экипажем. Информацию, представляемую экипажу, можно разделить на:

- информацию предполетной подготовки;
- полетную информацию;
- данные технического обслуживания.

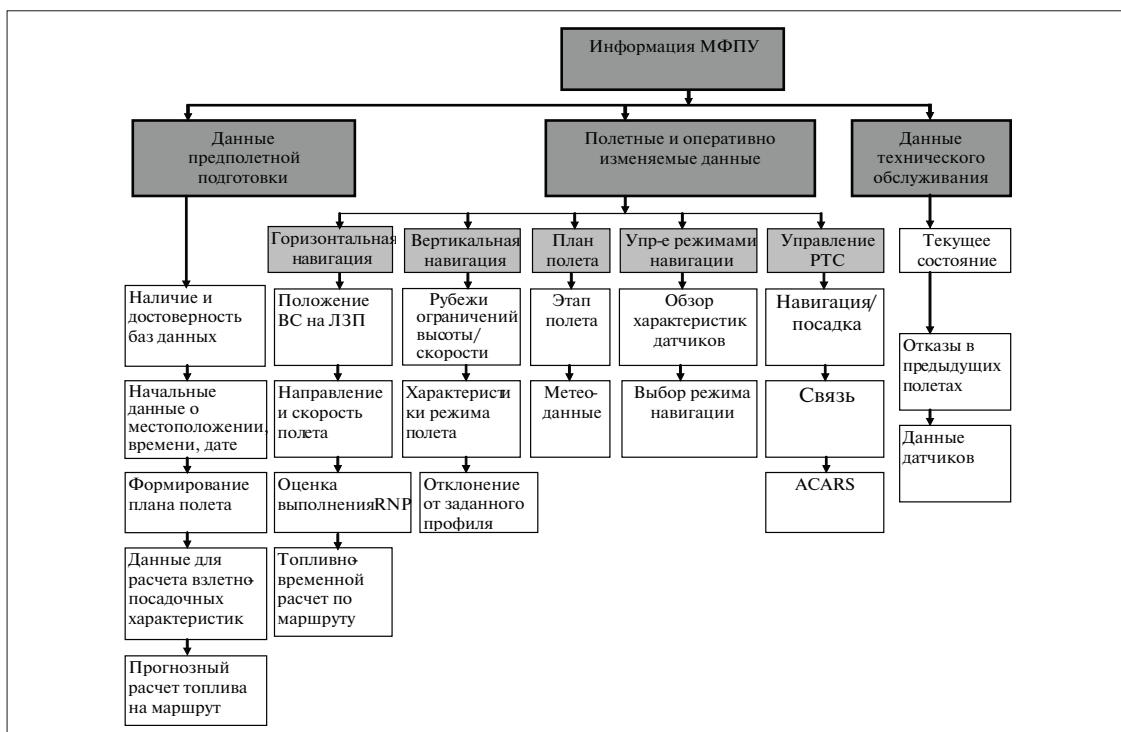


Рис. 2. Классификация информации, представляемой на МФПУ



Полетная информация может быть классифицирована соответственно на информацию вертикальной и горизонтальной навигации, информацию управления радиотехническими системами, навигационную информацию и данные по плану полета. В каждой группе информация определяется различным уровнем значимости, который определяет способ доступа к ней и процедуры управления. Так, для информации, позволяющей контролировать положение ВС относительно линии заданного пути, очевидно, необходим доступ с менее критичными временными затратами, чем при экстренном изменении плана полета, которое может быть вызвано различными факторами, как-то: изменение метеоусловий на трассе полета или изменение полетного задания.

В то же время информация о текущем составе навигационных средств может иметь также высокую значимость при изменении плана полета, где последующий выбранный участок маршрута может определяться более высоким уровнем RNP, чем запланированный. В этом случае наличие информации о составе навигационных средств является определяющим для принятия решения о дальнейшем выполнении полета и выборе незапланированного участка маршрута.

Для повышения качества индицируемой информации предлагается использовать критерий значимости индицируемого параметра [4, 5] вида:

$$D = \frac{I}{H} = 1 - \frac{H^*}{H}, \quad (1)$$

где I – количество информации, получаемое в результате измерения, H , H^* – соответственно априорная и апостериорная энтропия.

Проведя необходимые преобразования, получим:

$$D = 1 - \frac{\sigma_W^*}{\sigma_W},$$

где σ_W , σ_W^* – соответственно априорное и апостериорное значение среднеквадратического отклонения погрешности исследуемого параметра.

Априорное значение определяется из условия удержания самолета в заданном коридоре на установленном эшелоне с требуемой вероятностью. Апостериорное значение σ_W^* навигационного параметра определяется на основе состава навигационных датчиков, участвующих в его определении, зависит от погрешности измерителя, его доступности, типа совместной обработки, метода выполнения заданного плана полета [6, 7] и определяется соотношением:

$$\sigma_j^* = \sqrt{\left(P_{\text{дост}_1} \sigma_1\right)^2 + \sum_{k=2}^K \left(\prod_{i=2}^I \left(P_{\text{дост}_{i+1}} (1 - P_{\text{дост}_1}) \sigma_{i+1} \right)^2 \right)_k + \left(\left[\prod_{i=2}^{I-1} (1 - P_{\text{дост}_1}) \right] \sigma_{\text{ис}} \right)^2},$$

где j – навигационный режим, определяемый составом навигационных датчиков и их количеством;

$P_{\text{дост}_i}$ – заданная вероятность доступности измерителя; $i = \overline{1, I}$ – номер навигационного датчика; I – максимальное количество датчиков; $\sigma_{\text{ис}}$ – погрешность системы счисления;

$k = \overline{1, K}$ – номер навигационного режима, в котором на основе выбранного набора навигационных датчиков решается задача обеспечения целостности и точности:

$$K = \sum_{n=i}^{I-1} C_{I-1}^n + C_I^I,$$

где $n = \overline{1, K-1}$ – участвующие в j -ом режиме датчики.

Апостериорное σ_W^* , определенное для одного часа работы, назовем приведенным обобщенным, а достоверность – приведенной обобщенной. В статье проведен расчет достоверности для четырех вариантов состава навигационных средств, в которых рассматривается различная комбинация таких систем, как: инерциальная система, радиосистема ближней навигации (РСБН), спутниковая навигационная система (СНС) и система воздушных сигналов (СВС). В качестве примера приводится расчет параметров самолетовождения при полете по частной ортодромии: бокового отклонения Z , оставшегося расстояния S , путевой скорости W , заданного путевого угла (ЗПУ). Результаты расчетов в условиях RNP1 и RNP4 для различных значений вероятности $P_{\text{дост}_i}$ приведены в таблице 1.

Таблица 1. Достоверности ранжируемых параметров $D_{\text{обобщ}}^{\text{привед}}$

Состав навигационных измерителей и их доступность, Р		Достоверность ранжируемых параметров $D_{\text{обобщ}}^{\text{привед}}$							
		RNP1				RNP4			
		S, Z	W	ЗПУ	ЛУР	S, Z	W	ЗПУ	ЛУР
БИНС, СНС, РСБН, СВС	$P_{\text{БИНС}} = 1;$ $P_{\text{СНС}} = 0,95;$ $P_{\text{РСБН}} = 0,75$	0,834	0,798	0,0125	0,213	0,964	0,894	–	0,213
	$P_{\text{БИНС}} = 1;$ $P_{\text{СНС}} = 0,95;$ $P_{\text{РСБН}} = 0,25$	0,829	0,795	0	0,213	0,962	0,892	–	0,213
БИНС, РСБН, СВС	$P_{\text{БИНС}} = 1;$ $P_{\text{РСБН}} = 0,75$	0,514	0,509	0,25	0,213	0,892	0,741	–	0,213
	$P_{\text{БИНС}} = 1;$ $P_{\text{РСБН}} = 0,25$	0,109	0,081	0	0,213	0,69	0,514	–	0,213
БИНС, СНС, СВС	$P_{\text{БИНС}} = 1;$ $P_{\text{СНС}} = 0,95;$	0,821	0,799	0	0,213	0,96	0,893	–	0,213
БИНС, СВС	$P_{\text{БИНС}} = 1;$	0	0,475	0	0,213	0	0,722	–	0,213

Анализ результатов, представленных в таблице 1, показывает, что:

- предлагаемый численный критерий достоверности, являющийся мерой определенности решений, на основании которых может быть выработана программа действий для выполнения требований по целостности, отражает значимость информации;
- наибольшие значения достоверности имеют параметры при максимальном составе датчиков, использующем максимальный состав навигационных средств с максимальной доступностью. Уменьшение того или иного понижает достоверность;
- параметры частной ортодромии также ранжируются по мере их значимости в зависимости от состава измерителей и выбранных требований, сохраняя тенденцию изменения к составу навигационных средств для различных требований.

Апостериорная величина при резервировании датчиков может быть записана:

$$\sigma_j^* = \sqrt{\left(R_i P_{\text{дост}_i} \sigma_i\right)^2 + (\bar{R}_i \sigma_{ic})^2 + \sum_{k=2}^K \left(\prod_{i=2}^I \left(R_i P_{\text{дост}_i} (1 - P_{\text{дост}_i}) \sigma_i \right)^2 \right)_k} + \\ + \prod_{n=2}^{I-1} (\bar{R}_{i+1})^2 \sum_{k=2}^K \left(\prod_{i=2}^{I-1} \left(R_i P_{\text{дост}_i} (1 - P_{\text{дост}_i}) \sigma_{i+1} \right)^2 \right)_k + \bar{R}_I \left(\left[\prod_{i=1}^{I-2} (1 - P_{\text{дост}_i}) i \right] \sigma_{ic} \right)^2$$



где — R_i — вероятность безотказной работы i -ой системы, n — номер отказавшей системы, $R = \overline{1, I}$, \overline{R}_I — вероятность отказа i -ой системы, t — время.

Для случая резервирования датчиков также был проведен расчет обобщенной приведенной достоверности при условии RNP4 (таблица 2).

Таблица 2 Достоверности параметров при условии RNP4.

№ реж.	Состав навигацион- ного режима	№ вар.	$P_{\text{дост}_i}$	$P_{\text{дост}_i}$	$\sigma_j^*, \text{м}$	$D_{\text{прив}_j}^{\text{обоб}}$
1	СНС, ИС, ВСС	1	$R_{\text{СНС}} = 0,95;$ $R_{\text{ИС}} = 0,9998$	$P_{\text{дост}_{\text{СНС}}} = 0,95;$ $P_{\text{дост}_{\text{ИС}}} = 1$	92,91	0,8774439
		2 резерв СНС с осреднением	$R_{\text{СНС}} = 0,99;$ $R_{\text{ИС}} = 0,9998$	$P_{\text{дост}_{\text{СНС}}} = 0,75;$ $P_{\text{дост}_{\text{ИС}}} = 1$	92,9077	0,9131754
		3 резерв СНС без осреднения	$R_{\text{СНС}} = 0,99;$ $R_{\text{ИС}} = 0,9998$	$P_{\text{дост}_{\text{СНС}}} = 0,25;$ $P_{\text{дост}_{\text{ИС}}} = 1$	65,82	0,8774442
		4 резерв ИС	$R_{\text{СНС}} = 0,95;$ $R_{\text{ИС}} = 0,965$	$P_{\text{дост}_{\text{СНС}}} = 0,95;$ $P_{\text{дост}_{\text{СБН}}} = 0,75;$ $P_{\text{дост}_{\text{ИС}}} = 1$	92,87	0,877509

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- на основе обобщенной приведенной достоверности можно выбирать объем информации, необходимой для обеспечения целостности;
- обобщенная приведенная достоверность позволяет оценивать значимость навигационной информации как отдельных датчиков, так и ВСС.

Вторым важным вопросом является оценка времени отклика.

Время отклика системы и компоновка кадров оказывают влияние на показатели качества функционирования НК, в частности на время формирования информационной модели полета, и, как следствие, на выполнение целевой задачи. Время формирования информационной модели полета для случая, когда информация датчиков считывается с индикаторов, размещенных на приборной доске:

$$T = \sum_{i=1}^n (\Delta t_i + \Delta \tau_i) + \tau_M + \tau_0 , \quad (2)$$

где n — число контролируемых параметров; Δt_i — время считывания показаний оператором; $\Delta \tau_i$ — время, затрачиваемое на переход взгляда с одного прибора на другой; τ_M — время формирования в сознании оператора обобщенной информационной модели полета (формирование зрительного образа); τ_0 — время осмысливания информационной модели; $i = \overline{1, I}$ — число параметров, характеризующих этап полета; Δt_i — время, затрачиваемое на перевод взгляда с одной строки на другую на j -ом кадре.

При работе с МФПУ время на формирование информационной модели связано с поиском необходимого кадра и строки на кадре с искомым параметром.

При этом формула (2) приобретает вид:

$$T = \sum_{i=1}^J (\Delta t_{j_{\text{в}}} + \Delta t_{j_{\text{иден}}}) \sum_{ij=1}^H (\Delta t_{ji} + \Delta \tau_i) + \tau_M + \tau_0 , \quad (3)$$

где $j = \overline{1, J}$ – число кадров, на которых собрано множество параметров, характеризующих этап полета; Δt_{ji} – время поиска и считывания строки с i -ым параметром на j -ом кадре; $\Delta t_{\text{иден}}$ – время идентификации имени вызванного кадра с желаемым параметром, это время является характеристикой квалифицированности летчика; Δt_j – время вызова j -го кадра (нажатие клавиши).

Из соотношения (3) видно, что время формирования информационной модели по данным МФПУ зависит как от параметров, полностью определяемых структурой распределения информации, а именно, от времени вызова кадра и числа кадров, на которых сгруппирована необходимая для решения задачи информация, так и от параметров, определяющихся одновременно эргономическими свойствами МФПУ и квалификацией летчика, временем идентификации кадра, поиска и считывания параметра, перевода взгляда со строки на строку.

От времени формирования информационной модели зависит возможность возникновения дефицита времени выполнения режима:

$$T_{\text{режима}} \leq T + T_{\text{реакции}}, \quad (4)$$

где $T_{\text{режима}}$ – время выполнения режима полета, $T_{\text{реакции}}$ – время реакции летчика на текущее состояние параметров самолета.

Наличие дефицита времени выполнения режима влияет на вероятность выполнения целевой задачи:

$$P\{\Delta t \leq \Delta t_{\text{зад}}\} = \Phi^*\left(\frac{\Delta t_{\text{зад}}}{\sigma_t}\right), \quad (5)$$

где σ_t – погрешность времени пролета пунктов маршрута; Φ^* – нормальная функция распределения, Δt – погрешность времени выхода в заданную точку, $\Delta t_{\text{зад}}$ – значение допустимой погрешности времени выхода в заданную точку, $\Delta t_{\text{задоп.изм}}$ – уточненное значение допустимого времени погрешности выхода в заданную точку, учитывающее время отклика системы.

В таблице 3 представлены результаты расчетов для двух вариантов состава навигационных средств (СНС и РСБН) вероятности выполнения графика выхода в заданную точку при учете времени реакции системы и без его учета.

Таблица 3. Определение вероятности выполнения временного графика в точке пункта маршрута (ПМ) для случаев учета и не учета времени отклика

Навигационное средство	ИС + СНС	ИС + РСБН
$\Delta t_{\text{зад}}$		0,42 мин
$P\{\Delta t \leq \Delta t_{\text{зад}}\}$	1	0,98537
$\Delta t_{\text{задоп.изм}}$		0,342 мин
$P\{\Delta t \leq \Delta t_{\text{задоп.изм}}\}$	0,98988	0,96164

Проведена оценка времени внесения изменения в план полета, полученная на основании задаваемого по ГОСТ Р В 29.05.011-99 максимально допустимого времени отклика при характерных действиях оператора при работе с пультом. Результаты оценки на типовой трассе для случая замены одного и трех ПМ представлены в таблице 4.



Таблица 4. Время отклика вычислителя ВСС

Включение дополнительных ПМ			Изменение высоты		Выбор радиосредства	
поиск по БД	<i>t</i> , с	ручным вводом	<i>t</i> , с		<i>t</i> , с	<i>t</i> , с руч/БД
для 1 ПМ	4,2	для 1 ПМ	9,3	для 1 ПМ	5,3	для 1 участка
для 3 ПМ	12,6	для 3 ПМ	27,9	для 2 ПМ	10,6	для 3 участков
Общее время для 3 ПМ = 35,8÷57,1с						

Анализ полученных результатов показывает, что время реакции ВСС вносит свою погрешность как при оперативном выходе в заданную точку, так и при изменении плана полета. Время реакции системы может оказаться критичным, если на выход ВС в заданную точку или на процедуру изменения плана полета накладываются жесткие временные рамки. А это, в свою очередь, требует разработки иерархии уровней меню МФПУ, обеспечивающей необходимое время отклика информации, необходимой для выполнения текущего этапа полета.

Применение критерииев значимости индицируемого параметра и оценки времени отклика системы позволяют формализовать процедуру распределения информации для представления на кадрах МФПУ.

Для предварительного этапа проектирования на основании приведенной классификации и анализа функциональных требований, предъявляемых к современным ВСС, разработана методика формирования информационного поля, которая включает следующие этапы (рис. 3):

- анализ структуры, состава и функций, возложенных на НК;
- анализ условий формирования плана полета в зависимости от типа ВС и условий его эксплуатации;
- классификация и структурирование информации по информационным группам;

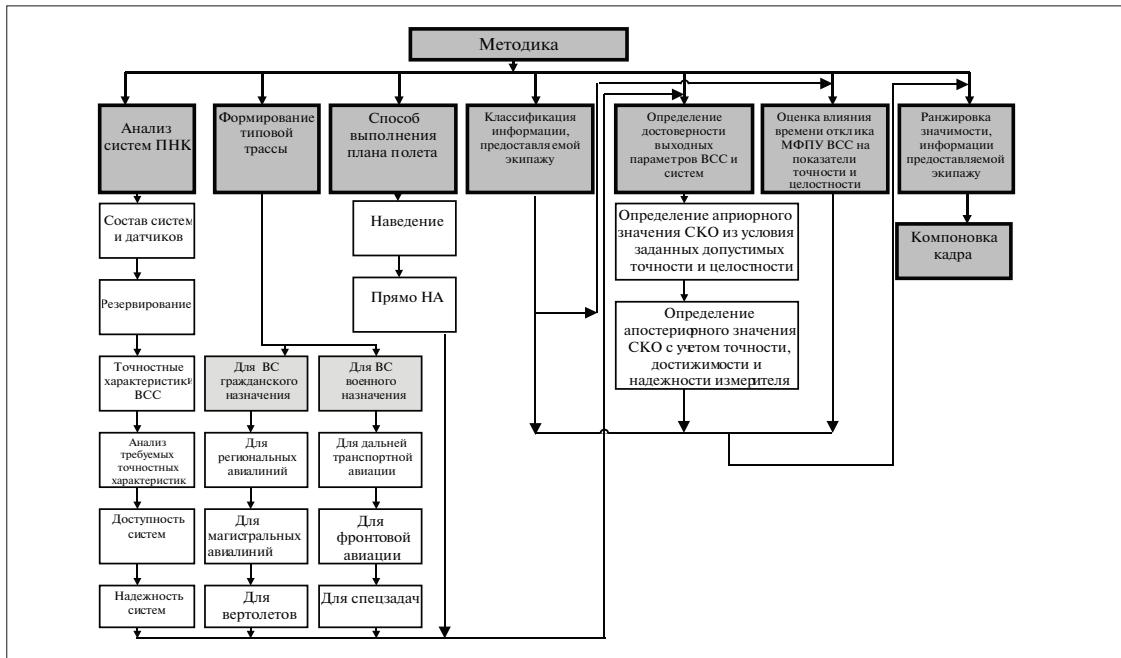


Рис. 3. Методика формирования информационного поля

- расчет обобщенной приведенной достоверности параметров относительно выбранных для каждой группы параметров заданных требований;
- оценка влияния времени доступа к индицируемым параметрам на решение целевой задачи;
- ранжировка информации в пределах соответствующей информационной группы по критериям достоверности и времени доступа;
- схема формирования индикационного массива по кадрам.

В соответствии с этой методикой, принятыми критериями значимости и времени отклика строится схема распределения индицируемой информации и выполняется компоновка информационных кадров.

Литература

1. Гуськов Ю.П., Загатинов Т.И. Управление полетом самолетов.— М.: Машиностроение, 1980.
2. Доброленский Ю.П., Завалова Н.Д., Туваев В.А. Методы инженерно-психологических исследований в авиации.— М.: Машиностроение, 1975.
3. Руководство по требуемым навигационным характеристикам DOC 9613.— Монреаль, ИКАО, изд. 2, 1999.
4. Бриллюэн Л. Наука и информатика.— Физматизд., 1960.
5. 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.
6. Козарук В. В., Ребо Я. Ю. Навигационные эргатические комплексы самолетов.— М.: Машиностроение, 1986.
7. Стрелков В.Т. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н.— М.: ОАО «МИЭА», 2005.



СОДЕРЖАНИЕ

А.Г. Кузнецов, Ю.В. Гавриленко, М.В. Рожков. Контроль состояния летной годности ВС спецназначения на этапе эксплуатации в условиях авиапредприятия	4
А.Г. Кузнецов, Ю.В. Гавриленко, М.В. Рожков. Оценка функции распределения безотказной работы контура навигации по данным эксплуатации воздушного судна типа Ил-96-300.....	16
М.Р. Алкина, Н.А. Зайцева, И.В. Калинина, А.Г. Кузнецов, Т.П. Ткачева. Оценка влияния начальных условий взлета на выполнение заданной схемы вылета.....	22
Е.А. Измайлова, О.А. Карузина, А.А. Лисин. Синтез и организация функционирования квазиоптимального алгоритма КОИ для навигационной беспилотной инерциальной системы магистральных самолетов	30
Е.А. Измайлова. Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов.	40
И.Ю. Касьянов, А.Г. Кузнецов, В. Н. Мазур, Е.А. Мельникова. Автоматическое управление посадкой самолета Ил-96-300 по категории ППА.....	56
О.Б. Кербер, В.Н. Мазур. Обоснование возможности автоматического захода на посадку на неподготовленную акваторию.....	68
Ю.Г. Борисенко, Л.А. Володина, О.Б. Кербер. Основные принципы унифицированного закона автоматического управления в канале руля высоты и канале тяги на режиме «Уход на 2-й круг».	80
Н.А. Козанкова В.Т. Стрелков. Методика распределения потоков индицируемой информации вычислительной системы самолетовождения.....	86

УДК 629.7
ББК 39.52
Т 78

Труды Московского института электромеханики и автоматики. – М.: МИЭА, 2010–.
Вып. 1: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. Н.О. Валуев. – М.: МИЭА, 2010. – 96 с.

© Продолжающееся издание «Труды Московского института
электромеханики и автоматики», 2010 (год основания), 2010
© Открытое акционерное общество «Московский институт
электромеханики и автоматики», 2010

Научное издание
Труды
Московского института
электромеханики и автоматики

Выпуск 1

**НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

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

Подписано в печать 22.03.2010
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