МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией
доктора технических наук, профессора А. Г. Кузнецова

Выпуск 40

Москва
2023

УДК 531.383.11:531.714.7

ФОРМИРОВАНИЕ ГИРОМАГНИТНОГО КУРСА В МИКРОМЕХАНИЧЕСКОЙ КУРСОВЕРТИКАЛИ

ГАЛКИН Виктор Иванович, *к. т. н., с. н. с,*
КУЗИН Евгений Владимирович,
КОНДРАТЬЕВ Александр Владимирович
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru

В статье рассмотрены способы формирования гиромагнитного курса в микромеханической гировертикали при использовании внешнего магнитного компаса и встроенного в курсовертикаль магнитного датчика. Приведены структурно-функциональные схемы и алгоритмы расчета гиромагнитного курса.

Ключевые слова: *микромеханическая курсовертикаль, гиромагнитный курс, магнитный компас, магнитный датчик, девиация.*

MAGNETIC HEADING GENERATION IN MICROMECHANICAL ATTITUDE AND HEADING REFERENCE SYSTEM

Victor I. GALKIN, PhD in Engineering,
Evgeny V. KUZIN
Alexander V. KONDRATYEV
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-Mail: inbox@aomiea.ru

The article considers the method of magnetic heading generation in micromechanical vertical gyro using magnetic direction indicator and magnetic sensor integrated into attitude and heading reference system. Structural-functional diagrams and magnetic heading calculation algorithms are given.

Keywords: *micromechanical attitude and heading reference system, magnetic heading, magnetic direction indicator, magnetic sensor, deviation.*

Введение

В микромеханических курсовертикалях из-за невысокой чувствительности микромеханических гироскопов (0,01 ÷ 0,03)°/с определять начальный курсовой угол по составляющим скорости вращения Земли не представляется возможным. Поэтому определять начальный курсовой угол и осуществлять компенсацию дрейфа курсового гироскопа необходимо с помощью внешних источников информации, например, по показаниям магнитного компаса или встроенного магнитного датчика.

В настоящей статье рассматриваются особенности формирования гиромагнитного курса в микромеханической курсовертикали.

Структурно-функциональная схема микромеханической курсовертикали с коррекцией от магнитного компаса

В общем виде структурно-функциональная схема представлена на рис. 1.

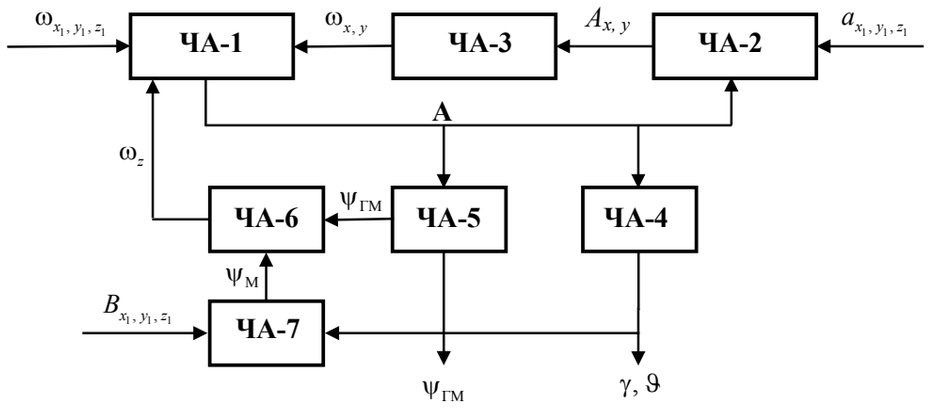

Рис. 1. Структурно-функциональная блок-схема построения микромеханической курсовертикали с радиальной коррекцией и гиромагнитным курсом

В представленной схеме в блоке ЧА-1 по показаниям гироскопов $\left(\omega_{x_1, y_1, z_1}\right)$ формируется матрица направляющих косинусов **A**, определяющая угловое положение виртуальной платформы в инерциальной системе координат [1]:

$$\mathbf{A} = \begin{vmatrix} a_{11}\, a_{12}\, a_{13} \\ a_{21}\, a_{22}\, a_{23} \\ a_{31}\, a_{32}\, a_{33} \end{vmatrix} =$$

$$= \begin{vmatrix} \sin\psi\cos\vartheta & \cos\psi\sin\gamma - \sin\psi\sin\vartheta\cos\gamma & \sin\psi\sin\vartheta\sin\psi + \cos\psi\cos\gamma \\ \cos\psi\cos\vartheta & -\cos\psi\sin\vartheta\cos\gamma - \sin\psi\sin\gamma & \cos\psi\sin\vartheta\sin\gamma - \sin\psi\cos\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta\cos\gamma & -\cos\vartheta\sin\gamma \end{vmatrix}. \quad (1)$$

В блоке ЧА4 по показаниям матрицы **А** рассчитываются углы тангажа и крена, а в блоке ЧА-5 — значение гиромагнитного курса:

$$\vartheta = \mathrm{arctg}\left(a_{31} / \tilde{a}_0\right); \quad \tilde{a} = \arcsin\left(a_{33} / \tilde{a}_0\right); \quad (2)$$

$$\Psi_{\text{ГМ}}\left(n_3\right) = \arcsin\frac{a_{11}\left(n_3\right)}{\tilde{\tilde{a}}_0\left(n_3\right)}, \quad (3)$$

где:

$$\tilde{a}_0(n_3) = \sqrt{a_{32}^2(n_3) + a_{33}^2(n_3)}, \quad \tilde{\tilde{a}}_0(n_3) = \sqrt{a_{11}^2(n_3) + a_{21}^2(n_3)}.$$

Радиальная коррекция углового положения виртуальной платформы осуществляется по показаниям акселерометров при полете ЛА без ускорений следующим образом [2]. В блоке ЧА-2 с помощью матрицы **А** производится перепроектирование показаний акселерометров из связанных осей a_{x_1, y_1, z_1} на инерциальные $A_{x,y}$:

$$\begin{aligned} A_x &= a_{11}\, a_{x1} + a_{12}\, a_{y1} + a_{13}\, a_{z1}; \\ A_y &= a_{21}\, a_{x1} + a_{22}\, a_{y1} + a_{23}\, a_{z1}. \end{aligned} \quad (4)$$

В блоке ЧА-3 линейные ускорения преобразуются в инерциальные угловые скорости, используемые для коррекции положения виртуальной платформы в инерциальной системе координат:

$$\omega_x = -K_1 A_y; \quad \omega_y = K_1 A_x, \quad (5)$$

где: K_1 — коэффициент преобразования линейных ускорений в корректирующие угловые скорости $\omega_{x,y}$.

Корректировка положения виртуальной платформы осуществляется в блоке ЧА-1 путем перемножения текущего кватерниона на корректирующий кватернион.

В блоке ЧА-6 формируется сигнал коррекции углового положения виртуальной платформы по курсу ω_z, а в блоке ЧА-7 рассчитывается магнитный курс $\psi_{\text{М}}$ по показаниям B_{x_1, y_1, z_1} встроенного магнитного датчика.

Формирование гиромагнитного курса может быть осуществлено двумя способами: от внешнего магнитного компаса и от магнитного компаса, встроенного в курсовертикаль.

В зависимости от типа используемого магнитного компаса формирование корректирующего сигнала имеет свои особенности.

Формирование гиромагнитного курса при использовании внешнего магнитного компаса

Структурно-функциональная схема блока ЧА-6 формирования гиромагнитного курса от внешнего компаса показана на рис. 2.

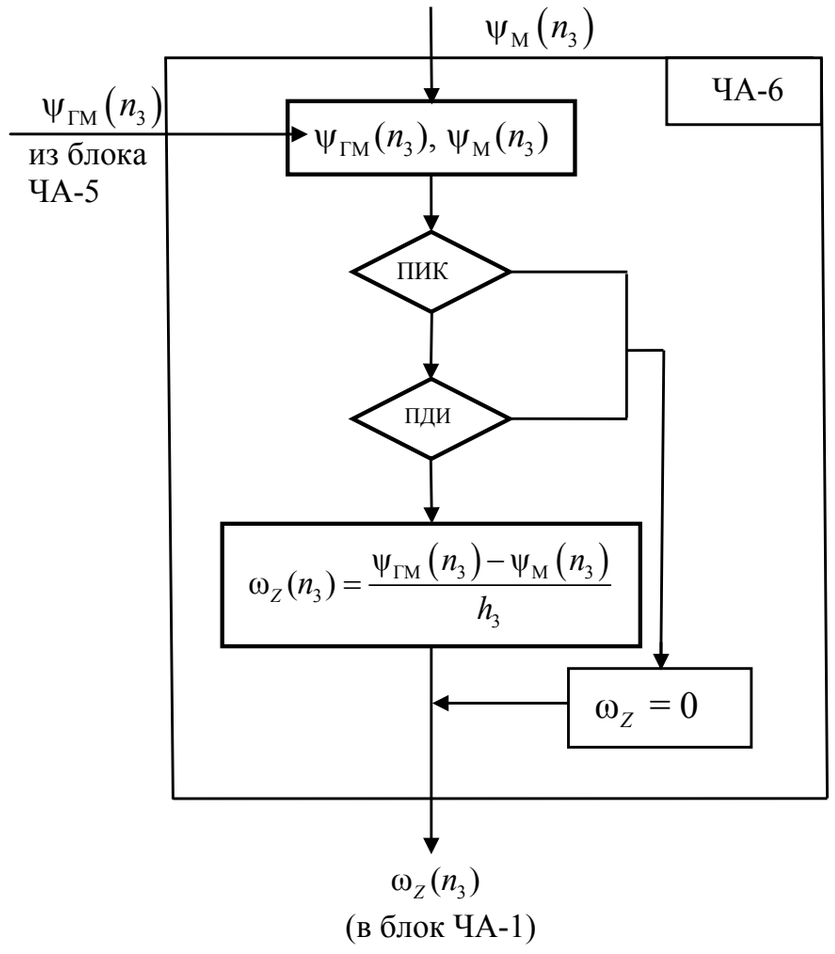

Рис. 2. Структурно-функциональная схема блока ЧА-6 коррекции гиромагнитного курса от внешнего магнитного компаса

Информация от внешнего магнитного компаса $\psi_М$ передается потребителю уже с учетом углового положения ЛА по тангажу и крену и с учетом девиации на конкретном ЛА [3, 4]. Кроме того, в ней содержатся признаки исправности магнитного компаса (ПИК) и достоверности передаваемой информации (ПДИ). Блок ЧА-7 в схеме рис. 1 в этом случае не используется.

При неисправности магнитного компаса или недостоверности передаваемой информации угловая скорость обратной связи приравнивается к нулю.

При исправности магнитного компаса и достоверности передаваемой информации угловая скорость обратной связи $\omega_z(n_3)$ рассчитывается по разности гиромагнитного $\psi_{ГМ}$ и магнитного $\psi_М$ курсов на каждом такте h_3 их измерений (рис. 2). Рассчитанная таким образом угловая скорость передается в блок ЧА-1 (рис. 2), где и производится корректировка углового положения виртуальной платформы путем перемножения соответствующих кватернионов.

Начальное значение гиромагнитного курса $\psi_{ГМ_0}$ устанавливается в процессе выставки курсовертикали.

Формирование гиромагнитного курса при использовании встроенного в курсовертикаль магнитного датчика

Структурно-функциональная схема блока ЧА-7 (рис. 1) представлена на рис. 3 (стр. 7).

В этом случае информация о магнитном курсе $\psi_М$ формируется внутри курсовертикали по показаниям трехосного цифрового магнитометрического датчика [5] (блок ЧА-7, рис. 1). Показания датчика в виде составляющих магнитного поля Земли калибруются — определяются нулевой сигнал и масштабный коэффициент. Кроме того, в составе ЛА определяются и учитываются коэффициенты девиации, вызванные искажением магнитного поля Земли конструктивными и активными элементами ЛА. Влияние углов наклона ЛА на показания магнитных датчиков рассчитывается по показаниям акселерометров курсовертикали.

Функционирование блока ЧА-07 осуществляется следующим образом. По поступающей из датчика температуры информации (Т) из памяти микропроцессора выбираются соответствующие значения нулевых сигналов B_{0_i}, масштабных коэффициентов и углов неортогональности измерительных осей β_{ij} датчика магнитного поля, определенные в заводских условиях. В субблоке 2 производится корректировка значений индукции магнитного поля B_i, поступающих из датчика магнитного поля Земли:

$$\begin{bmatrix} B^*_{x_1} \\ B^*_{y_1} \\ B^*_{z_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{x_1} & \beta_{x_1y_1} & \beta_{x_1z_1} \\ \beta_{y_1x_1} & k_{y_1} & \beta_{y_1z_1} \\ \beta_{z_1x_1} & \beta_{z_1y_1} & k_{z_1} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \left(B_{x_1} - B_{0_{x_1}}\right) \\ \left(B_{y_1} - B_{0_{y_1}}\right) \\ \left(B_{z_1} - B_{0_{z_1}}\right) \end{bmatrix}. \quad (1)$$

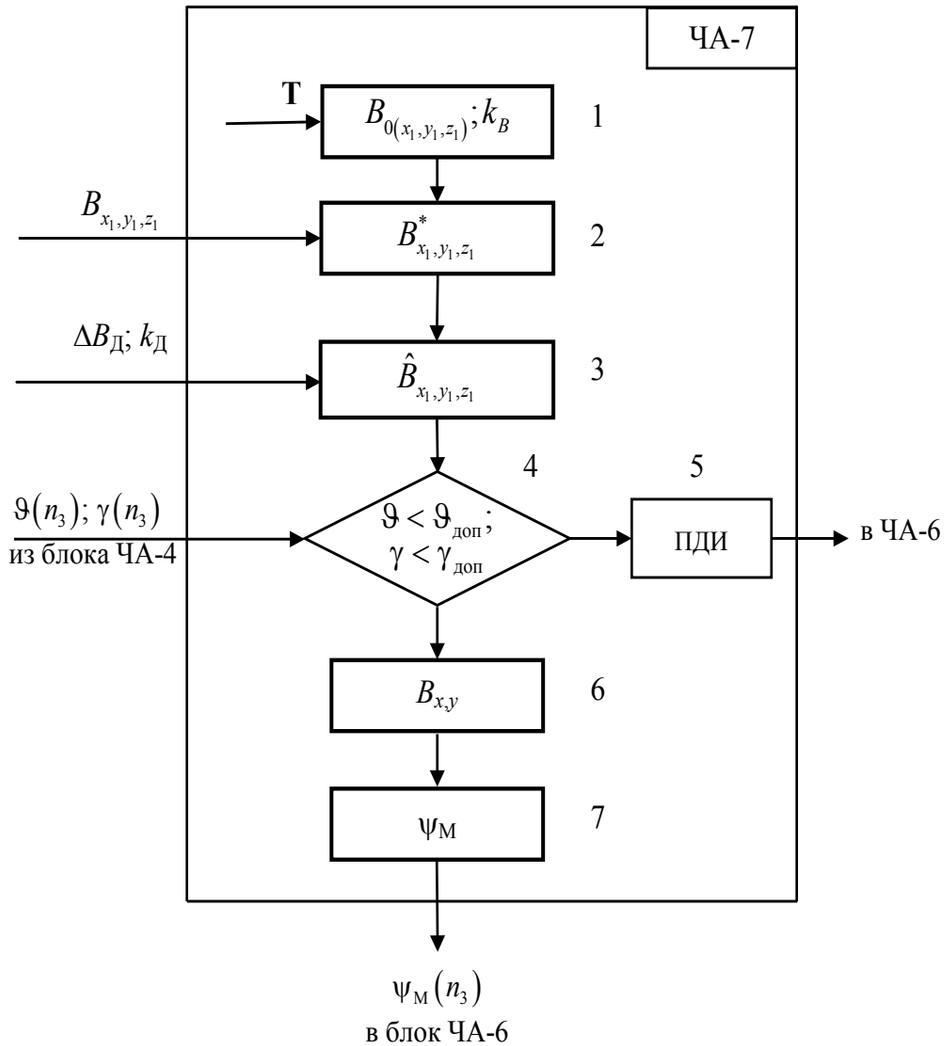

Рис. 3. Структурно-функциональная схема блока ЧА-7

В субблоке 3 производится учет девиации — смещения нулевых сигналов $\Delta B_{Д_i}$, вызванного активными магнитными полями на борту ЛА, и изменением масштабного коэффициента $k_{Д_i}$, вызванного экранирующими магнитное поле Земли ферритовыми элементами конструкции ЛА [6]:

$$\hat{B}_i = \frac{B_i^* - \Delta B_{Д_i}}{k_{Д_i}}. \qquad (2)$$

Значения коэффициентов девиации $\Delta B_{Д_i}$ и $k_{Д_i}$ определяются в процессе калибровки магнитного компаса в составе ЛА по специальным методикам путем поворота магнитного компаса на 360° вокруг вертикальной оси $Y1$ и горизонтальной оси $Z1$.

В субблоке 3 сравнивается углы тангажа ϑ и крена γ, поступающие из блока ЧА-4 об угловом положении магнитного датчика, с допустимыми $\vartheta_{доп}, \gamma_{доп}$ для заданной точности измерений поля Земли магнитным датчиком. Если заданное условие не выполняется, то дальнейшие расчеты не производятся, а в блок ЧА-6 передается признак ПДИ = 1 о недостоверности информации, получаемой с магнитного датчика.

Если заданное условие выполняется, то производится перепроектирование составляющих магнитного поля $\hat{B}_{x_1,y_1,z_1}$ из связанных осей на инерциальные $B_{x,y}$ с помощью матрицы **A**:

$$\begin{aligned} B_x &= a_{11}\hat{B}_{x_1} + a_{12}\hat{B}_{y_1} + a_{13}\hat{B}_{z_1}; \\ B_y &= a_{21}\hat{B}_{x_1} + a_{22}\hat{B}_{y_1} + a_{23}\hat{B}_{z_1}. \end{aligned} \qquad (3)$$

Рассчитанные значения составляющих магнитного поля Земли $B_{x,y}$ передаются в субблок 7, в котором производится вычисление магнитного курса:

$$\psi_{0_М} = \arccos\frac{B_y}{\sqrt{B_x^2 + B_y^2}}. \qquad (4)$$

Для определения магнитного курса в диапазоне (0 ÷ 360)° необходимо учитывать знаки при составляющих магнитного поля Земли: $\psi_{0_М}$;

— **при** $(+B_y, +B_x)$ $\quad \psi_М = \psi_{0_М}$;
— **при** $(-B_y, +B_x)$ $\quad \psi_М = \pi - \psi_{0_М}$;
— **при** $(-B_y, -B_x)$ $\quad \psi_М = \pi + \psi_{0_М}$;
— **при** $(+B_y, -B_x)$ $\quad \psi_М = 2\pi - \psi_{0_М}$.

Рассчитанное значение магнитного курса передается в блок ЧА-6 рис. 1, в котором определяется угловая скорость ω_z, корректирующая в блоке ЧА-1 угловое положение виртуальной платформы по курсу.

Результаты эксперимента

Экспериментальные исследования гиромагнитного курса проводились в составе трехосного измерителя угловых скоростей и линейных ускорений ИПДММ-1, укомплектованного цифровым магнитным компасом HMR3000 (рис. 4). Информационная связь между ними осуществлялась по интерфейсу RS422.

Рис. 4. Трехосный измеритель ИПДММ-1, укомплектованный цифровым магнитным компасом HMR3000

На рис. 5 (стр. 10) показаны графики измерения магнитного поля Земли цифровым датчиком HMC1023 американской фирмы «Honeywell», из которых были определены коэффициенты девиации: смещение нулевого сигнала $\Delta B_Д$ = 339 нТл и масштабный коэффициент $k_Д$ = 1,0032.

На рис. 6 (стр. 10) приведены результаты измерения гиромагнитного курса микромеханическим ИПДММ-1, укомплектованным магнитным компасом HMR3000 американской фирмы «Honeywell».

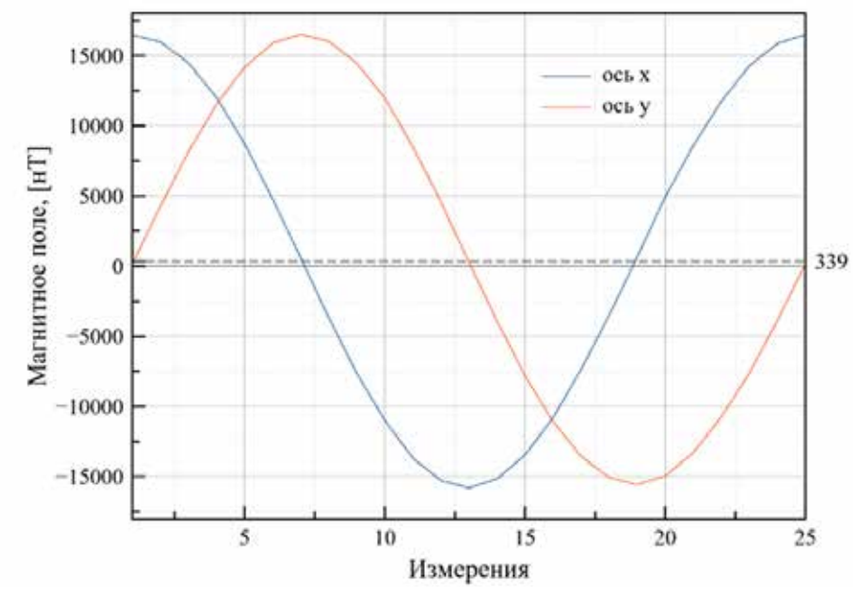

Рис. 5. Графики измерения магнитного поля Земли магнитным датчиком HMC1023

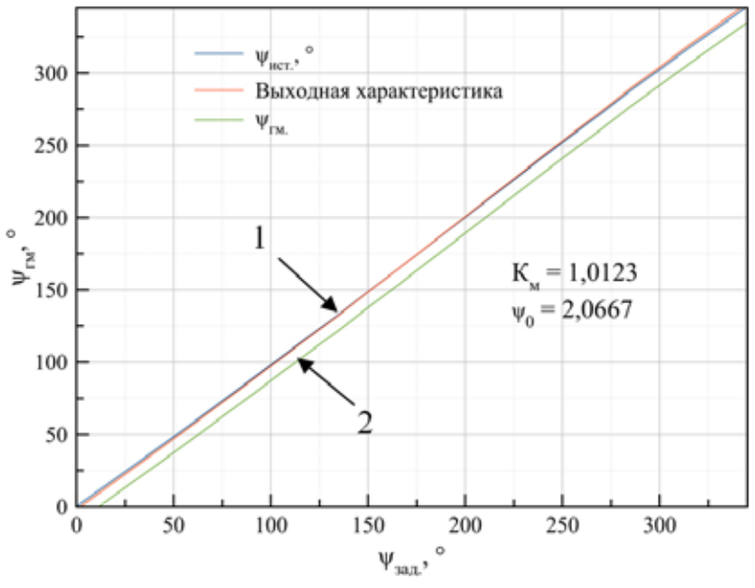

Рис. 6. Графики измерения гиромагнитного курса микромеханическим ИПДММ-1, укомплектованным магнитным компасом HMR3000, где: 1 — график истинного курса после вычитания из гиромагнитного курса магнитного склонения; 2 — график гиромагнитного курса.

Литература

1. *Галкин В. И.* Гироскопические приборы на микромеханических датчиках – Проблемы и пути их решения, LAP LAMBERT Academic Publishing RU, ISBN: 978-620-2-79865-5, 2020 г. – 165 с.

2. *Галкин В. И.*, *Кузин Е. В.*, *Воробьев Д. Н.* Способ управления цифровой платформой в бесплатформенной гировертикали и устройство для его реализации // Патент РФ № 2667320, Бюллетень изобретений № 26, 2018 г.

3. Smart Digital Magnetometer HMR3000. www.honeywell.com

4. Цифровой магнитный компас, республика Беларусь. tsp@tspbel.com

5. 3-axis magnetic sensor HMC1023. www.magneticsensors.com

6. Магнитный компас и система GPS. info@gpsru.com

УДК 681.518.3

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИНЦИПОВ ПСИХОЛОГИЧЕСКОГО ВОСПРИЯТИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ВАЛИДАЦИИ ГРАФИЧЕСКОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ЧЕЛОВЕКО-МАШИННОГО ИНТЕРФЕЙСА СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

***Евгений Сергеевич НЕРЕТИН**, к.т.н.*
E-mail: evgeny.neretin@ic.irkut.com,
Никита Денисович СИЛИН
E-mail: NDSilin@mail.ru,
Оксана Дмитриевна БЕРСУЦКАЯ
E-mail: obersutskaya@mail.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В статье предложено описание разработанного человеко-машинного интерфейса системы самолетовождения для перспективных гражданских самолетов. Проанализированы направления развития, существующие решения, а также требования нормативно-технической документации, предъявляемые к данному типу интерфейсов.

Предложен ряд решений, реализующих новые эффективные способы представления графической информации и обеспечивающих интуитивное и надежное взаимодействие с экипажем за счет учета принципов психологического восприятия человеком визуальной информации.

***Ключевые слова:** человеко-машинный интерфейс, эргономика, принципы отображения графической информации, система электронной индикации, система самолетовождения.*

APPLICATION OF VISUAL INFORMATION PSYCHOLOGICAL PERCEPTION PRINCIPLES IN DESIGN AND VALIDATION OF THE GRAPHICAL COMPONENT OF FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM HUMAN-MACHINE INTERFACE FOR CIVIL AIRCRAFT

***Evgeny S. NERETIN**, PhD in Engineering*
E-mail: evgeny.neretin@ic.irkut.com,
Nikita D. SILIN
E-mail: NDSilin@mail.ru,
Oxana D. BERSUTSKAYA
E-mail: obersutskaya@mail.ru
Moscow Aviation Institute (National Research University)

The article gives a description of developed human-machine interface for Flight Management System for advanced civil aircraft. The development trends, existing solutions as well as technical standard requirements for this type of interfaces are analyzed.

A number of solutions have been proposed that implement new effective ways of graphical information representation and provide intuitive and reliable interaction with the crew by taking into account the principles of human psychological perception of visual information.

***Keywords:** human-machine interface, ergonomics, graphical information representation principals, electronic display system, flight management system.*

Введение

За более чем полувековую историю эволюции авионики пассажирских самолетов появилось множество различных архитектурных решений, технологий и концепций организации кабины экипажа. Появление архитектуры интегрированной модульной авионики (ИМА) [1, 2], концепции «стеклянной» кабины, а затем и «темной» кабины, привели к широкому распространению экранных индикаторов, с появлением каждого нового самолета занимающих все большую часть рабочего поля экипажа.

Сегодня на первый план создания философии кабины выходят задачи по удобному, надежному и эффективному представлению большого количества графической информации, необходимой экипажу для своевременного и безошибочного принятия решений по управлению воздушным судном. Постоянно растущие требования по учету человеческого фактора при анализе функциональных опасностей предполагают необходимость тщательной проработки человеко-машинного интерфейса (ЧМИ) всей кабины и, в особенности, ЧМИ системы индикации [3].

Наиболее актуальная на сегодняшний день концепция «темной» кабины предполагает необходимость привлечения внимания экипажа только к наиболее значимым в текущей оперативной обстановке элементам, находящимся в поле зрения, без отвлечения на вторичную информацию.

Увеличение количества, размеров и разрешения цифровых экранов в кабине экипажа не могло не повлиять на необходимость переосмысления и перестройки всего ЧМИ кабины и, в особенности, наиболее функционально нагруженной его части — ЧМИ системы самолетовождения [4] (от англ. Flight Management System — далее FMS).

Основными задачами FMS являются:

- определение текущих координат местоположения самолета по сводным данным от различных бортовых навигационных датчиков;
- расчет горизонтальной и вертикальной траектории полета по заданному плану полета, а также оперативное изменение этого плана [5];
- формирование и передача управляющих команд в систему автоматического управления (САУ) для выполнения автоматического самолетовождения по заданному плану полета.

Для обеспечения формирования траектории FMS взаимодействует с аэронавигационной базой данных, содержащей данные об аэродромах, их взлетно-посадочных полосах и процедурах инструментального полета, навигационных пунктах маршрута, наземных радиосредствах, воздушных трассах и другой аэронавигационной информации. На современных пассажирских самолетах автоматическое самолетовождение [6, 7, 8] может производиться на всех этапах полета от взлета до захода на посадку. С помощью ЧМИ FMS экипаж контролирует аэронавигационную обстановку, а также выполнение полета с автоматическим управлением и, при необходимости, корректирует маршрут [9, 10].

Ввиду распространения архитектуры ИМА и широкоформатных индикаторов, а также роста функционала системы FMS, перед разработчиками системы остро встал вопрос о создании принципиально нового ЧМИ FMS, реализующего новые эффективные способы представления информации, основанные на психологических принципах восприятия визуальной информации человеком, и обеспечивающего интуитивное и надежное взаимодействие с экипажем.

Постановка задачи

Цель работы — создание прототипа ЧМИ системы самолетовождения, основанного на ключевых принципах психологического восприятия визуальной информации, а также требованиях к организации ЧМИ кабины самолета для отечественных перспективных гражданских самолетов транспортной категории.

Задачи работы:

– анализ существующих решений в части ЧМИ FMS [11];

– анализ требований нормативно-технической документации, предъявляемых к ЧМИ FMS [12, 13, 14, 15, 16, 17];

– анализ психологических принципов восприятия визуальной информации [18, 19];

– разработка архитектуры и логики функционирования ЧМИ FMS;

– разработка кадров ЧМИ FMS с применением среды проектирования SCADE Solutions for ARINC 661 [17].

Анализ существующих современных типов ЧМИ и их особенности

Основными разработчиками FMS на сегодняшний день являются: Honeywell, Rockwell Collins, General Electric, Thales, CMC Electronics [11] за рубежом, а также ПАО «МИЭА» и ПАО «Корпорация Иркут» в России.

Традиционная архитектура системы FMS представляет собой отдельный конструктивно-съемный блок (КСБ) (Multipurpose Control and Display Unit – MCDU), обладающий собственным вычислителем, программным обеспечением и ЧМИ, состоящим из строчного экрана небольшого размера и алфавитно-цифровой клавиатуры. ЧМИ FMS в такой реализации имеет лишь несколько строк для отображения информации с текстом в трех-четырех возможных цветах и, как правило, двух размерах прописных букв. Описанная традиционная архитектура приводит к большой степени сходности ЧМИ FMS различных производителей, и опытный летчик способен в считаные минуты разобраться в большей части функционала незнакомого ему MCDU. Пример внешнего вида MCDU, используемого на самолете Sukhoi Superjet 100, являющимся отдельным КСБ со встроенным вычислителем, представлен на рисунке 1.

Рис. 1. Общий вид традиционного MCDU, являющимся отдельным КСБ со встроенным вычислителем

Однако на последних поколениях гражданских самолетов все большее распространение получает другая реализация системы FMS. Программное обеспечение зачастую реализуется как программное приложение центрального вычислителя авионики, а кадры ЧМИ FMS индицируются на экранах расположенных, как правило, в верхней части центрального пьедестала кабины.

Существенное увеличение размера экранов системы индикации привело к возможности и необходимости полной перекомпоновки ЧМИ FMS. Первыми авиалайнерами, на которых было внедрено подобное решение, стали Airbus A380, A350 и Boeing 787. Так, например, при разработке нового ЧМИ корпорация Boeing для своего самолета Boeing 787 сохранила максимальную схожесть с ЧМИ традиционной архитектуры FMS. Общий вид обновленного ЧМИ с применением широкоформатного дисплея на самолете Boeing 787 представлен на рисунке 2.

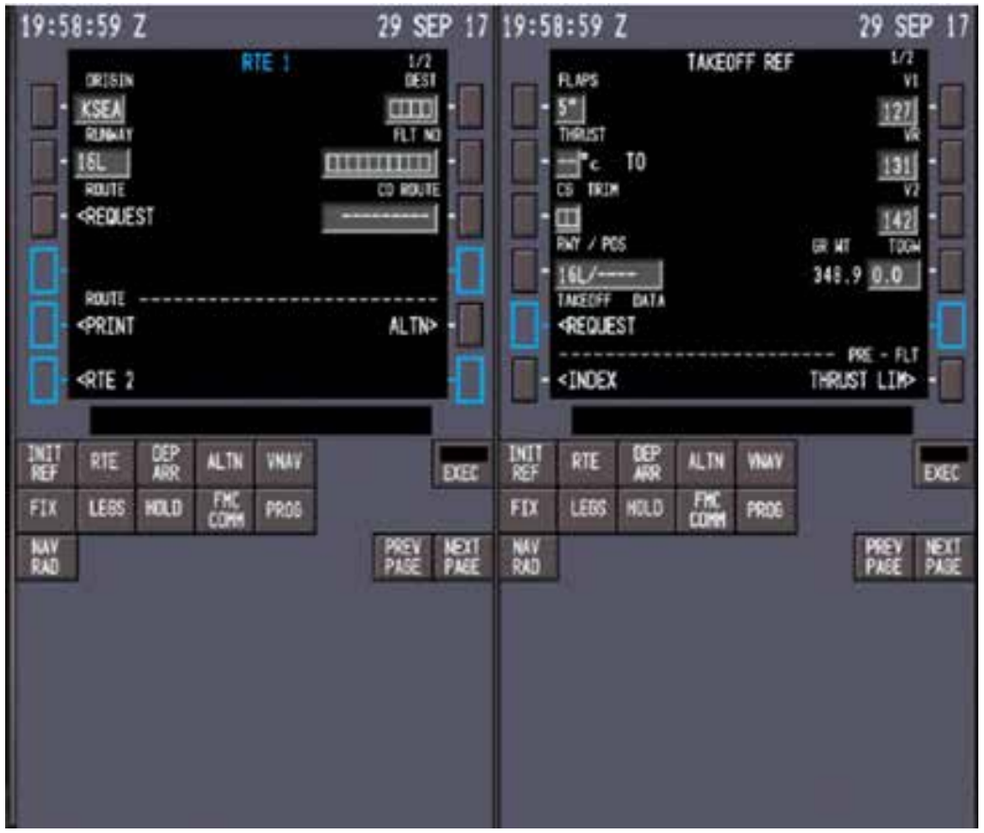

Рис. 2. Общий вид обновленного ЧМИ с применением широкоформатного дисплея на самолете Boeing 787

В то же время Airbus подошли к вопросу переработки ЧМИ FMS более глубоко. Пример кадра ЧМИ FMS самолета Airbus A380 с применением стандарта ARINC 661 представлен на рисунке 3.

Рис. 3. Общий вид кадра ЧМИ FMS самолета A380 с применением стандарта ARINC 661

Однако такие крупные производители самолетов, как Airbus и Boeing, вынуждены принимать компромиссные решения между инновационными и консервативными идеями, т. к. радикальные изменения приводят к нежелательным с точки зрения авиакомпаний затратам на дорогостоящее переучивание экипажей и увеличивают риск совершения ошибок у летчиков, долгое время проработавших с системой FMS традиционной архитектуры.

Ввиду необходимости фундаментальной проработки философии кабины нового типа для перспективных отечественных авиалайнеров и существенного наращивания функциональности FMS совместно с повышением степени ответственности этой системы за безопасность полета, актуальной задачей является учет ключевых

принципов психологического восприятия визуальной информации при разработке принципиально нового ЧМИ FMS, реализующего новые способы представления графической информации и обеспечивающего интуитивное и надежное взаимодействие с экипажем.

Анализ требований, предъявляемых в стандартах к ЧМИ

Для упрощения взаимодействия экипажа с системой FMS ЧМИ должен отвечать ряду эргономических требований по расположению информации на информационном кадре, а также способам взаимодействия экипажа с элементами кадра. Основными требованиями к информационно-управляющему полю кабины пилота, которым необходимо соответствовать всем перспективным самолетам для получения зарубежного сертификата типа, являются требования пункта 25.1302 документа EASA «Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes» (CS-25) [12], приведенные в таблице 1.

Таблица 1. Требования пункта CS-25.1302

№ пункта	Текст требования
CS-25.1302	**Установленные системы и оборудование, используемые летным экипажем**
	Данный параграф относится к установленному оборудованию, предназначенному для использования при эксплуатации самолета членами летного экипажа со своих обычных рабочих кресел в пилотской кабине. Необходимо показать, что установленное оборудование (отдельно или в сочетании с другим, такого же рода оборудованием) спроектировано так, чтобы квалифицированные члены экипажа, прошедшие подготовку по его использованию, могли безопасно выполнять свои задачи, связанные с его предназначенными функциями, с соблюдением следующих требований:
CS-25.1302 (a)	В кабине должны быть установлены органы управления, позволяющие выполнять эти задачи, и должна обеспечиваться информация, необходимая для выполнения этих задач
CS-25.1302 (b)	Органы управления и информация в пилотской кабине, предназначенные для использования летным экипажем, должны:
CS-25.1302 (b)(1)	Представляться в четкой и недвусмысленной форме, обладать разрешением и точностью, необходимыми для выполнения данной задачи
CS-25.1302 (b)(2)	Быть доступными и использоваться летным экипажем таким способом, который согласуется со срочностью, частотой и длительностью выполняемых им задач

№ пункта	Текст требования
CS-25.1302 (b)(3)	Позволять летному экипажу понимать (если такое понимание необходимо для безопасной эксплуатации) последствия для самолета или его систем в результате действий летного экипажа
CS-25.1302 (c)	Поведение установленного оборудования, влияющее на эксплуатацию, должно быть:
CS-25.1302 (c)(1)	Предсказуемым и недвусмысленным и
CS-25.1302 (c)(2)	Рассчитано так, чтобы летный экипаж мог вмешиваться таким способом, который подходит для данной задачи
CS-25.1302 (d)	Насколько это практически возможно, установленное оборудование должно позволять экипажу справляться с ошибками, которые можно обоснованно ожидать в эксплуатации, возникающими при различного рода взаимодействии с оборудованием при допущении, что летный экипаж действует добросовестно. Данный пункт (d) не относится к ошибкам из-за недостаточной квалификации при ручном управлении самолетом

При разработке программного обеспечения ЧМИ FMS необходимо следовать требованиям документа КТ-178С «Квалификационные требования. Часть 178С [13, 14]. Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники» (аналог зарубежных стандартов RTCA DO-178C / ED-12C).

Оценка функциональных опасностей системы FMS выполняется на основе требований документа FAA AC 20-138D «Airworthiness Approval of Positioning and Navigation Systems» [16], а также в соответствии с рекомендациями P4754A «Руководство по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем» [15].

Анализ психологических принципов восприятия визуальной информации

Подавляющее большинство современных комплексов бортового оборудования обладает графическими пользовательскими интерфейсами, с которыми летчики взаимодействуют при выполнении поставленных задач. Следовательно, успех выполнения задач напрямую зависит от эффективного отображения всех визуальных элементов интерфейса. Важнейшим подходом решения данной проблемы является учет человеческого фактора, а именно учет психологических аспектов зрительного восприятия человеком информации, направленный на цельное и быстрое получение необходимой графической информации с помощью интерфейса.

Учет принципов психологического восприятия визуальной информации является особо важным процессом, поскольку при взаимодействии с интерфейсом операторы получает около 80% информации через органы зрения [20].

Зачастую разработчики ЧМИ рассматривают функциональные возможности системы отдельно от ее графического пользовательского интерфейса и практически не рассматривают элементы взаимодействия пользователя и системы. Однако операторы, как правило, не разделяют функциональность и пользовательский интерфейс, то есть удовлетворенность от взаимодействия с программным продуктом формируется в зависимости от работы с ЧМИ. Из этого следует, что качественное и надежное представление информации является ключевым условием при разработке человеко-машинного интерфейса и его дальнейшей валидации.

Основными направления психологии, изучающими восприятие визуальной информации человеком, являются гештальтпсихология и когнитивная психология. Указанные направления содержат в себе набор принципов, которые описывают восприятие человеком визуальных объектов. Применяя перечисленные далее принципы отображения графической информации, можно достичь наиболее интуитивно понятного и эффективного человеко-машинного взаимодействия [18, 19].

Принципы Гештальт-теории

Идеи гештальт-подхода наиболее полно были сформулированы в работах М. Вертгаймера (Wertheimer, 1923), К. Коффки (Koffka, 1935) и Келера (Köhler, 1947), в которых было показано, что воспринимаемый мир организован по следующим ключевым принципам [18]:

– Принцип близости — визуальные элементы, расположенные близко друг к другу, воспринимаются более связанными, чем те, что находятся на некотором расстоянии.

– Принцип схожести — визуальные элементы с похожими визуальными характеристиками воспринимаются более связанными, чем те, которые выглядят по-разному.

– Принцип общей зоны — визуальные элементы, расположенные в пределах одной области, воспринимаются как группа.

– Принцип продолжения — визуальные элементы, выстроенные по прямой или плавно изогнутой линии, воспринимаются более взаимосвязанными, чем те, что расположены случайно или по ломаной линии.

Принципы теории когнитивного восприятия

Актуальность изучения проблемы «когнитивного дизайна» подтверждается многочисленными исследованиями ведущих ученых мира, которые рассматривают отдельные аспекты восприятия информации на примере разных учебных дисциплин. Наибольшее научное освещение данная теория получила в зарубежных работах – В. Виссера, Р. Майера, Р. Морено, А. Паивио, К. Шейтера, Д. Летнера, К. Леопольда, Э. Самфлета, а также в трудах отечественных ученых – Л. В. Зайцевой, С. А. Рыбкина, И. Б. Афанасьевой, Б. М. Величковского, А. А. Зенкина, И. Н. Коваленко, Н. Н. Манько.

Педагог-психолог Ричард Майер выделяет несколько принципов дизайна и называет их – «когнитивная теория мультимедиа обучения». Полный объем исследований в этой области представлен в Кембриджском Справочнике под редакцией Ричарда Э. Майера [19].

Основные принципы когнитивного дизайна, примененного в системе отображения информации с учетом умственных нагрузок, изложенные Р. Майером, уже более 10 лет являются основой для многих мировых исследований. Все принципы поделены Майером на 3 области:

1) сокращение посторонней когнитивной нагрузки;

2) управление важными процессами;

3) содействие производительным процессам [19]:

– Принцип сигнализации — человек-оператор воспринимает визуальную информацию лучше, когда добавлены сигналы или элементы организации, которые подчеркивают важные визуальные элементы.

– Принцип пространственного примыкания — человек-оператор воспринимает визуальную информацию лучше, когда соответствующая инфографика и текст расположены близко друг к другу, а не далеко на интерфейсе. Когда инфографика и текст расположены далеко друг от друга, возникает дополнительная нагрузка на рабочую память и снижается производительность понимания.

– Принцип временного примыкания — человек-оператор воспринимает визуальную информацию лучше, когда соответствующая инфографика и текст представлены одновременно, а не последовательно.

– Принцип предварительной подготовки — человек-оператор воспринимает визуальную информацию более эффективно, когда он предварительно знает основные термины и их определения. Операторы будут перегружены под влиянием графического интерфейса, на котором используется много новых терминов.

Применение принципов визуального восприятия информации при разработке информационного кадра FMS

Резюмируя высказанное, можно выделить следующие основные принципы, которые необходимо учитывать при разработке ЧМИ:

– принцип близости;
– принцип схожести;
– принцип общей зоны;
– принцип продолжения;
– принцип сигнализации;
– принцип пространственного примыкания;
– принцип временного примыкания;
– принцип предварительной подготовки.

На рисунке 4 представлен эскиз информационного кадра FMS, разработанный с учетом перечисленных принципов.

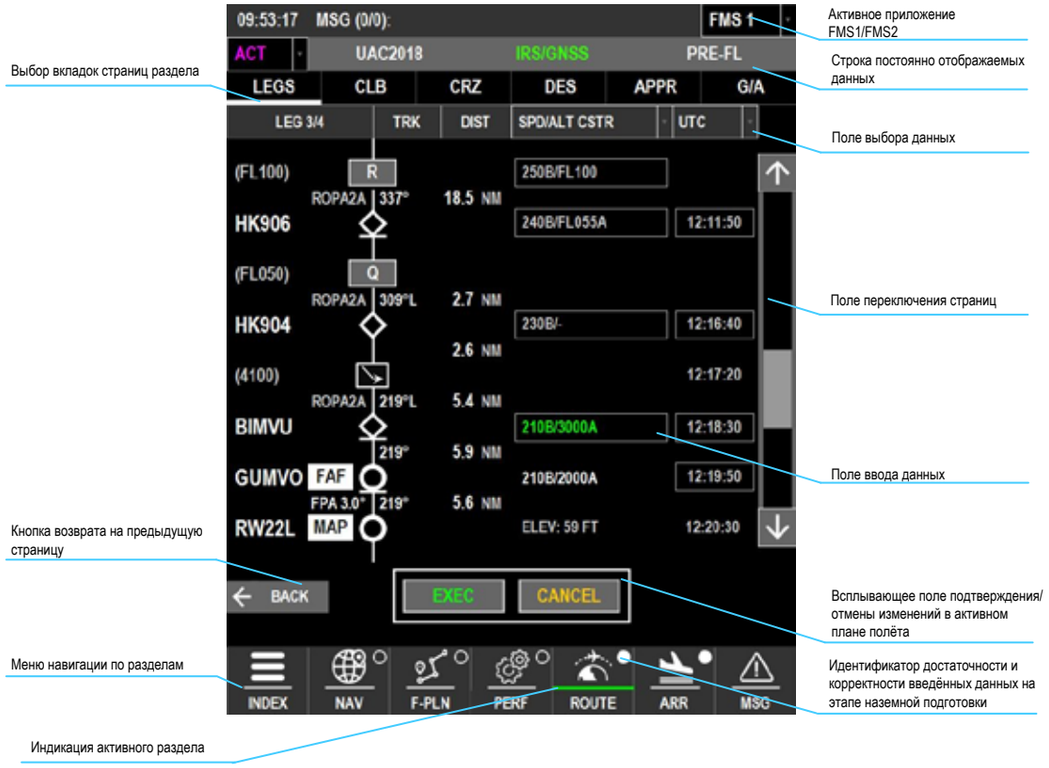

Рис. 4. Эскиз информационного кадра FMS

В соответствии с принципом схожести при разработке основного кадра ЧМИ FMS был строго определен стиль отображения визуальных элементов (цветовая кодировка, геометрические параметры элементов и т. д.).

Для достижения принципа общей зоны и близости были строго определены зоны расположения данных, обеспечивающие связанность групп элементов, однотипную организацию и регулярность расположения информации.

На информационном кадре ЧМИ FMS должны постоянно присутствовать следующие элементы:

1) Данные, отображаемые постоянно:

– номер рейса;

– текущий навигационный режим;

– текущая фаза полета FMS;

– время UTC.

2) Меню навигации по основным разделам FMS и подменю страниц раздела.

3) Название текущей страницы и раздела.

4) Идентификатор активного приложения FMS 1 или FMS 2.

5) Идентификация работы с активным/вторичным планом полета.

6) Поле для индикации предупреждающих, консультативных и сервисных сообщений FMS.

Остальные элементы должны располагаться в зоне страницы FMS. Зональное распределение информации на кадре ЧМИ FMS представлено на рисунке 5 (стр. 25).

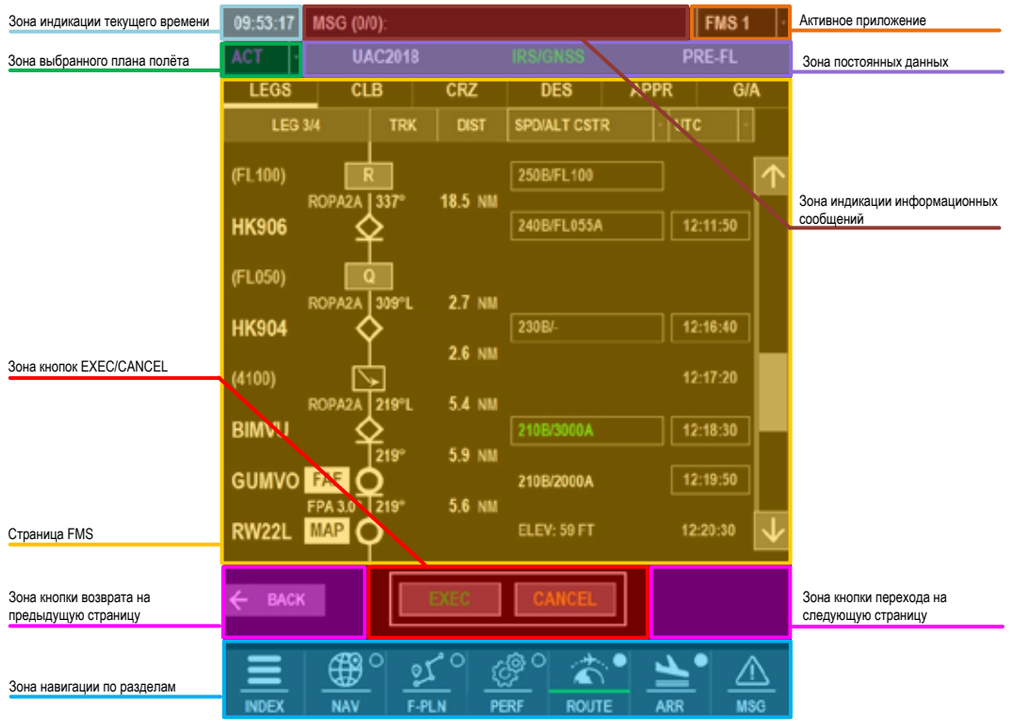

Рис. 5. Зональное распределение информации на кадре FMS

Навигация по разделам

Для обеспечения быстрого и интуитивно понятного перехода с какой-либо страницы кадра на любую другую используется двухуровневая структура навигации с применением инфографики. Инфографика и ее описание соответствует основным (стандартным) изображением и терминам, применяемых при разработке систем индикации, тем самым удовлетворяя принципу предварительной подготовки. Отображение инфографики и текста к ней соответствует принципам пространственного и временного примыкания за счет одновременного отображения и близкого расположения друг к другу.

Двухуровневая структура обеспечивает переход между всеми страницами за не более чем два действия.

Первый уровень – основное меню навигации по разделам, элементы которого расположены на одной горизонтальной прямой, визуально продолжая друг друга в соответствии с принципом продолжения.

Второй уровень – вкладки внутри раздела, расположенные на одной горизонтальной или вертикальной прямой, также визуально продолжая друг друга в соответствии с принципом продолжения.

Диаграмма перехода по страницам разделов кадра FMS представлена на рисунке 6.

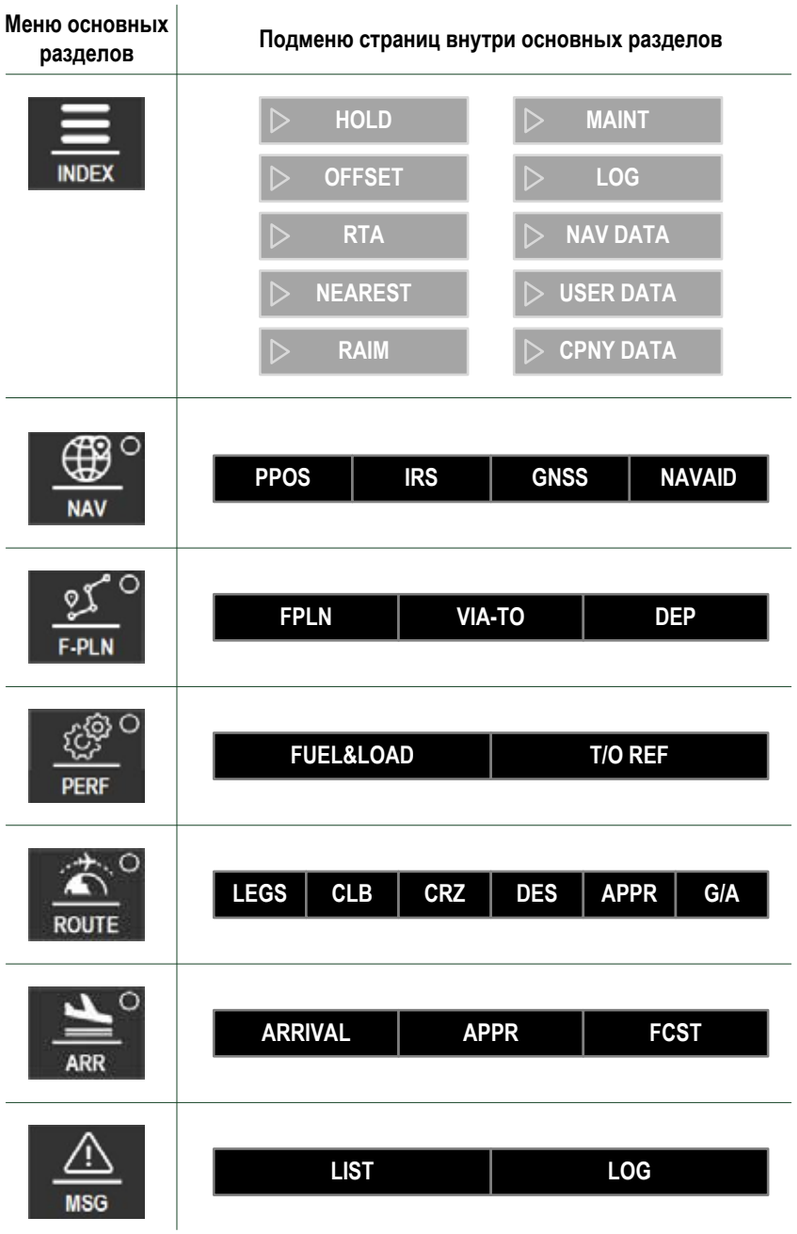

Рис. 6. Диаграмма перехода по страницам кадра ЧМИ FMS

Процедура предполетной подготовки

Для наиболее эффективного проведения процедуры предполетной подготовки (сокращения времени, затрачиваемого на данную процедуру) внедрены следующие решения:

– кнопки перехода на логически следующую за текущей страницу, которые обеспечивают последовательный проход по визуально одной прямой по обязательным для заполнения страницам для формирования плана полета на этапе предполетной подготовки;

– идентификаторы достаточности и корректности введенных данных, которые отражают корректность и наличие информации в обязательных полях ввода соответствующего раздела. При использовании идентификаторов, визуально осведомляющих пилотов о наличии ошибки в данных, достигается выполнение принципа сигнализации.

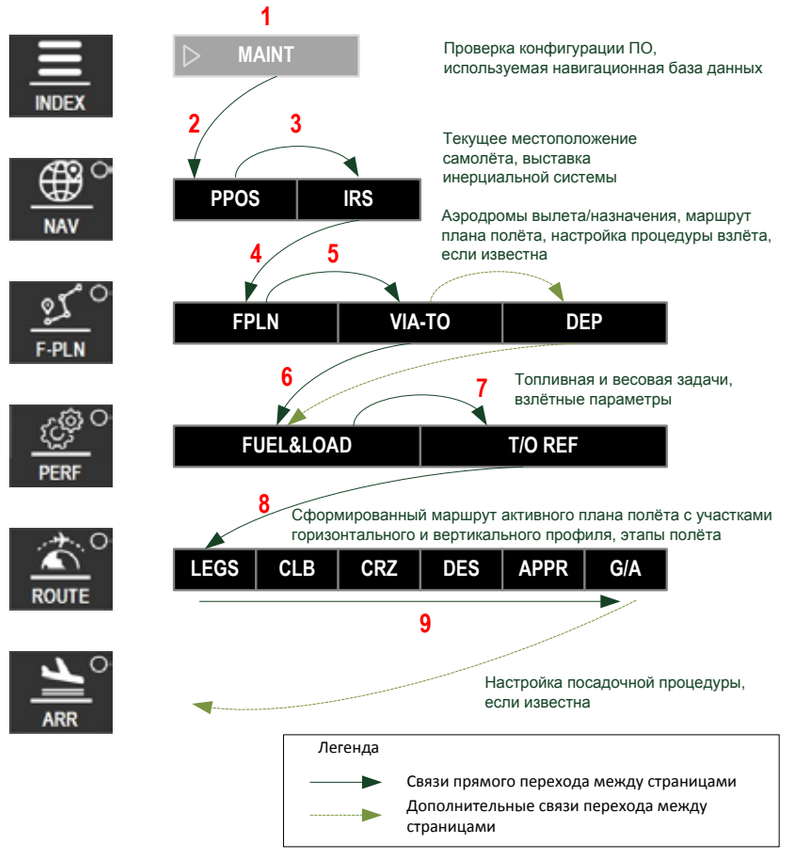

Рис. 7. Схема перехода между разделами кадра ЧМИ FMS на этапе наземной подготовки

ЧМИ FMS организован таким образом, чтобы задача подготовки к полету решалась сквозным прохождением через страницы FMS в режиме мастера настройки. Режим мастера настройки обеспечивает быстрый последовательный доступ и редактирование исходных данных, минимально необходимых для начала формирования плана полета в FMS. Схема сквозного прохождения по разделам кадра ЧМИ FMS представлена на рисунке 7 (стр. 27).

В режиме мастера настройки при вызове какой-либо страницы фокус ввода автоматически перемещается на первое поле ввода или выбора данных на этой странице, указывая пилоту необходимый элемент для заполнения или редактирования. После заполнения каждого поля ввода или выбора данных обеспечивается переход к следующему полю ввода или выбора данных по заранее определенному пути перехода.

После заполнения всех основных данных подготовки плана полета в каждом разделе производится проверка введенных данных на корректность. Разделы, для которых введено достаточное количество необходимых и корректных данных, должны визуально выделяться. Для этого реализована цветовая кодировка в зоне меню навигации по разделам, представленная в таблице 2.

Таблица 2. Цветовая кодировка достаточной наполненности разделов ЧМИ FMS необходимыми данными

Раздел меню	Описание индикационных визуальных подсказок
INDEX	Текущий выбранный раздел FMS
F-PLN	В правом верхнем углу: маркер достаточного заполнения раздела минимально необходимыми данными (индицируется только на этапе наземной подготовки)
NAV	В правом верхнем углу: маркер недостаточности и корректности введенных данных в указанном разделе (индицируется только на этапе наземной подготовки)
ROUTE	При возникновении предупреждающих сообщений — маркер раздела, на который экипажу рекомендуется перейти для устранения причины возникновения сообщения

Процедуры взаимодействия с полями ввода информации

Упрощение процедуры ввода информации достигается путем внедрения следующих решений:

– введения цветовой кодировки [21] для различия информации по следующим признакам:

· поле обязательно или необязательно для ввода информации;

· величина в поле рассчитана автоматически FMS или введена пилотом вручную.

– введения масок ввода (визуальная сигнализация-подсказка формата ввода — там, где это возможно);

– проверка введенного значения на принадлежность физическому диапазону величины.

Для обеспечения визуального различия информации для полей ввода данных используются различные форматы полей ввода данных, представленные в таблице 3.

Таблица 3. Элементы поля ввода данных

Элемент поля ввода данных	Описание	Внешний вид
Фон поля	Фон поля ввода может иметь следующие цвета: – черный: данные внутри поля ввода необязательны для заполнения на этапе предполетной подготовки, так как не оказывают влияния на построение горизонтальной или вертикальной траектории плана полета;	1579 FT
	– серый: данные внутри поля ввода обязательны для заполнения на этапе предполетной подготовки, так как необходимы для построения горизонтальной или вертикальной траектории плана полета	6160
Значение параметра	Значение параметра индицируется шрифтом белого цвета нормального размера: значение рассчитано автоматически, либо получено из базы политик авиакомпании, либо является значением по умолчанию, либо получено из навигационной базы данных	1579 FT

Элемент поля ввода данных	Описание	Внешний вид
Значение параметра	Значение параметра индицируется шрифтом зеленого цвета нормального размера: значение введено вручную	FL320
	Значение параметра индицируется шрифтом синего цвета нормального размера: значение получено по каналу Datalink	125°/10 KT
	Значение параметра индицируется шрифтом янтарного цвета нормального размера: значение параметра приводит к нарушению нормального выполнения заданного плана полета	1000 FT
Единицы измерения	Единицы измерения для безразмерных величин или очевидных параметров из контекста поля не индицируется	FL320
	Единица измерения индицируется шрифтом серого цвета малого размера	1957 FT

При заполнении полей ввода обеспечивается индикация формата вводимых данных. В случае вводе данных экипажем вручную, введенная величина проверяется на физический диапазон и корректность формата с соответствующей индикацией экипажу. Элементы индикации ошибочного ввода данных представлены в таблице 4.

Таблица 4. Элементы индикации ошибочного ввода данных

Внешний вид элемента	Значение элемента
	Недопустимый формат ввода данных, либо недостаточная заполненность формата маски ввода
	Формат ввода данных корректный, но не входит в ограничение диапазона возможного ввода

Пример внешнего вида поля ввода данных с предопределенной маской представлен на рисунке 8.

Рис. 8. Внешний вид поля ввода данных с предопределенной маской

Применение принципов психологического восприятия визуальной информации при валидации графического интерфейса

Анализ работ в области обеспечения эффективности представления графической информации [22, 23, 24, 25] показал, что качественный графический интерфейс должен соответствовать следующим принципам, которые в свою очередь должны найти отражение в требованиях к нему:

1) Минимальная информационная загруженность — использование элементов интерфейса, которые требуют минимальное количество элементарных операций.

2) Простота и визуальная привлекательность.

3) Удобство для пользователя в части направленности на область выполняемых им задач.

4) Структурность — элементы интерфейса должны быть сгруппированы по общему признаку и располагаться с учетом времени доступа к ним (их зрительного поиска и активации).

5) Доступность — на поиск необходимой команды пользователю требуется затрачивать минимальное количество времени.

6) Стандартность — применение при проектировании интерфейса типовых элементов.

7) Визуальные подсказки — наиболее важная информация должна выделена.

8) Однозначность — понимание интерфейса должно быть однозначным, это способствует самообучению пользователей и минимизирует их непроизвольные ошибки.

Суммируя вышеизложенное, можно сделать вывод, что для разработки или валидации графического интерфейса необходимо учитывать в комплексе ряд особенностей пользователей и соблюдать баланс между такими характеристиками как: эргономичность, дизайн, понятность, гибкость и др. Также нельзя обойтись без понимания принципов и законов психологии, по которым работает внимание человека.

Для достижения целей полноты покрытия пользовательского интерфейса необходимо в результате выполнения всех тестовых примеров задействовать каждый интерфейсный элемент хотя бы один раз во всех доступных режимах. Для определения соответствия всего комплекса графических элементов на разработанном человеко-машинном интерфейсе всем описанным принципам психологического восприятия визуальной информации необходимо дать количественную оценку.

Определение соответствия происходит по следующему алгоритму:

1) Если условие принципа удовлетворяется, то графическому элементу присваивается 1. В противном случае 0.

2) Описание внешнего вида интерфейса двумерным массивом:

$$GH = \begin{bmatrix} w_{11} & \cdots & w_{1y} & \cdots & w_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \iddots & \vdots \\ w_{x1} & \cdots & w_{xy} & \cdots & w_{xn} \\ \vdots & \iddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w_{m1} & \cdots & w_{my} & \cdots & w_{mn} \end{bmatrix},$$

где x — номер оцениваемого визуального элемента интерфейса ($x = 1,..., m$);

y — номер критерия ($y = 1, ..., n$);

m — общее количество оцениваемых визуальных элементов интерфейса;

n — общее число критериев.

3) Ввод количественной меры применения каждого принципа:

$$U, \ldots, Q = \frac{1}{m}\sum_{x=1}^{m} w_{x1}.$$

4) Ввод критерия Ω, учитывающий количественные меры:

$$\Omega = \frac{\sum P}{n},$$

где $\sum P$ — сумма количественных мер.

5) Ввод коэффициентов k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6, k_7, k_8, учитывающих важность или приоритет критерия в общем восприятии (определяются экспертным путем). После подстановки:

$$\Omega = \frac{k_1\sum_{x=1}^{m} w_{x1} + k_2\sum_{x=1}^{m} w_{x2} + k_3\sum_{x=1}^{m} w_{x3} + k_4\sum_{x=1}^{m} w_{x4} + k_5\sum_{x=1}^{m} w_{x5}}{n \cdot m} + \\ + \frac{k_6\sum_{x=1}^{m} w_{x6} + k_7\sum_{x=1}^{m} w_{x7} + k_8\sum_{x=1}^{m} w_{x8}}{n \cdot m}.$$

6) Рассчитать значение критерия Ω по формуле в пункте 5 при условии равнозначности всех восьми принципов:

$$k_1 = k_2 = k_3 = k_4 = k_5 = k_6 = k_7 = k_8 = 0{,}125.$$

7) Формула расчета критерия Ω приобретает простой вид:

$$\Omega = \frac{1}{8nm}\sum_{x=1}^{m}\sum_{y=1}^{n} w_{xy}.$$

Полученные результаты позволяют определить соответствие каждого графического элемента человеко-машинного интерфейса принципам восприятия визуальной информации.

При использовании предложенного алгоритма с комплексом критериев восприятия визуальной информации при валидации графической информации на человеко-машинном интерфейсе достигается более точная оценка, позволяющая повысить качество требований к отображению графической информации с уменьшением возможности человеческой ошибки и повышением безопасности полетов.

Заключение

В статье предложено описание разработанного человеко-машинного интерфейса системы самолетовождения для перспективных гражданских самолетов. Описаны направления развития, существующие решения, а также требования нормативно-технической документации, предъявляемые к данному типу интерфейсов.

Предложен ряд решений, реализующий новые способы представления информации и обеспечивающего интуитивное и надежное взаимодействие с экипажем.

Внедрение предлагаемых решений позволяет снизить:

– время подготовки самолета к вылету;

– сроки обучения экипажа для работы с системой;

– нагрузку на экипаж на всех этапах полета.

Предлагаемый интерфейс применим ко всей линейке отечественных самолетов:

– дальнемагистральный — CR929;

– среднемагистральный — MC-21;

– ближнемагистральный — SSJ-NEW.

Предлагаемый интерфейс применим ко всей линейке современных отечественных самолетов.

Литература

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

2. *Поляков В. Б.*, *Неретин Е. С.*, *Иванов А. С.*, *Будков А. С.*, *Дяченко С. А.*, *Дудкин С. О.* Архитектура перспективных комплексов управления бортовым оборудованием – Труды МАИ, 2018. №100. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=93459. (24.09.18).

3. Federal Aviation Administration. «The National Plan for Aviation Human Factors». Washington, D.C.

4. *Черный М. А.* Самолетовождение: учебное пособие для школ гражданской авиации. – М.: Изд-во «Транспорт», 1973. – 368 с.

5. ARINC Specification 702A «Advanced flight management computer system», December 15, 2014.

6. *Ramasamy S.*, *Sabatini R.*, *Gardi A.*, *Liu Y.* Novel flight management system for real-time 4–dimensional trajectory based operations – AIAA Guidance, Navigation, and Control conference, 2014. – pp. 1–16.

7. *Timar S.*, *Hunter G.*, *Post J.* Assessing the benefits of NextGen performance based navigation (PBN) – Air Traffic Management Research and Development Seminar, 2014. – pp. 1–9.

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

9. *Лунев Е. М.*, *Неретин Е. С.*, *Будков А. С.* Разработка и исследование модели траекторного управления самолетом при полете по маршрутам четырехмерной зональной навигации. Труды МАИ, 2017. №95. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=63034. (24.09.18).

10. *Лунев Е. М.*, *Неретин Е. С.*, *Будков А. С.* Проведение тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования. Труды МАИ, 2018. №98. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=90385 (21.09.2018).

11. Flight management systems on commercial aircraft-past, present and future. URL: http://www.e-ope.ee/download/eunirepository/file/1458/course.zip/FMSarticlebyairbus.pdf ().

12. EASA «Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes» (CS-25), Amendment 12, 13 July 2012. – 885 p.

13. Квалификационные требования КТ-178С «Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники», Авиарегистр МАК, 22.11.2016 г.

14. RTCA/DO-178C «Software considerations in airborne systems equipment certification», USA, Washington, 13 December 2011. – 144 p.

15. Руководство Р-4754А по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем. – М.: АР МАК, 2016. – 131 с.

16. FAA AC 20-138D «Airworthiness Approval of Positioning and Navigation Systems», 28 March, 2014.

17. ARINC Specification 661-5 «Cockpit display system interfaces to user systems», 1 July, 2013. – 563 p.

18. *Гингер С.* Гештальт-терапия контакта, 1999.

19. *Mayer R. E.* Multimedia Learning. New-York: Cambridge University Press, 2009.

20. *Голуб Б. А.* Основы общей дидактики. Учеб. пособие для студ. Педвузов. – М.: Туманит, изд. центр ВЛАДОС, 1999. – 96 с.

21. *Silin N.*, *Ivanov A.* «Development of Guideliance on the use of Color Solution for Electronic Indication Systems when Designing Human-Machine Interface of Civil Aircraft Objects». Springer Nature: Lecture Notes in Mechanical Engineering. «Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Civil Aviation», 20 October 2022. – pp. 145–155.

22. *Головач В.* «Дизайн Пользовательского Интерфейса». – М.: 2001. – 147 с. – издание в формате PDF. – С. 80–84.

23. *Горячкин Б. С.* «Эргономическое обеспечение АСОИУ: Научные материалы МГТУ им. Н.Э. Баумана». – М.

24. *Мандел Т.* «Разработка пользовательского интерфейса». – М.: ДМК Пресс, 2001. – 416 с. ISBN 5-94074-069-3. – С. 5–18.

25. *Торрес Р. Дж.* «Практическое руководство по проектированию и разработке пользовательского интерфейса»: Пер. с англ. – М.: Вильяме, 2002. / Электронный ресурс.

УДК 621.373.826

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОЛЬЦЕВОГО РЕЗОНАТОРА В ОЦЕНКЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

***Алексей Владимирович МОЛЧАНОВ**, к. т. н., доцент*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru

В статье проводится анализ и оценка ряда погрешностей лазерного гироскопа зависящих от геометрических параметров кольцевого резонатора: геометрической формы, шероховатости зеркал, радиуса сферического зеркала. Рассмотрены различные геометрические формы кольцевого резонатора: от треугольника до шестиугольника, в условиях нормирования геометрической формы на радиус описанной окружности. В качестве основных погрешностей, в настоящей работе рассмотрены: предельная чувствительность к измеряемой угловой скорости, определяемая шумами от естественных флуктуационных процессов (спонтанным излучением); шумовая составляющая вызванная влиянием зоны захвата на выходной сигнал гироскопа, связанная с величиной обратного рассеяния и с распределением поля на поверхности зеркал. В результате оценки величин погрешностей формулируются рекомендации по выбору геометрических параметров кольцевого резонатора лазерного гироскопа высокой точности.

***Ключевые слова:** лазерный гироскоп, геометрическая форма резонатора, шероховатость зеркала, радиус сферического зеркала, предельная чувствительность к измеряемой угловой скорости, зона захвата, шумовая составляющая дрейфа, обратное рассеяние, амплитудный коэффициент обратного рассеяния, спектральная плотность мощности, коэффициент аппроксимации, угол падения/обратного рассеяния, распределение поля в резонаторе.*

RING RESONATOR GEOMETRIC PARAMETRS IN LASER GYRO ERRORS ESTIMATION

***Alexey V. MOLCHANOV**, PhD in Engineering, Ass. Professor*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru

The article analyzes and estimates a number of laser gyro errors which depends on the following ring resonator geometric parameters: geometric shape, mirror roughness , spherical mirror radius. It considers various geometric shapes of ring resonator from triangle to hexagon with normalization of the geometric shape according to circumradius. The article considers the following errors as basic ones: the sensitive limit to the measured angular rate, determined by the noise from natural fluctuation process (spontaneous radiation); the noise component caused by loock-in influence on the gyro output signal. This component is related to the value of backscattering and field distribution on the mirror surface. The recommendations for selecting the ring resonator geometric parameters for high precision laser gyro are formulated on the basis of the error values estimation.

***Keywords:** laser gyro, resonator geometric shape, mirror roughness, spherical mirror radius, sensitive limit to the measured angular rate, loock-in, noise component of drift, backscattering, amplitude coefficient of backscattering, power spectral density, approximation coefficient, angle of incidence / backscattering angle, field distribution in resonator.*

Введение

Кольцевой лазерный гироскоп является разновидностью оптического гироскопа, принцип действия которого основан на физическом эффекте Саньяка [1–3]. Для проявления эффекта Саньяка в виде разностного частотного сигнала при вращении необходим замкнутый контур в виде оптического резонатора в котором генерируется и распространяется встречно направленные оптические волны. Чем больше отношение площади к периметру лучевого контура внутри резонатора, тем выше разрешающая способность и точность измерения угла его поворота в инерциальном пространстве.

Основное уравнение, описывающее работу кольцевого лазерного гироскопа [1–2]:

$$\Delta f = \frac{4S}{L\lambda}\Omega,$$

связывает разность частот Δf встречных волн с измеряемой угловой скоростью Ω через масштабный коэффициент кольцевого резонатора с площадью и периметром лучевого контура S и L и длиной волны лазерного излучения λ. Следовательно, цена импульса выходной информации зависит от геометрической формы и размера кольцевого резонатора.

Погрешности лазерного гироскопа достаточно хорошо изучены и могут быть разделены по источнику их возникновения следующим образом:

– шум, определяемый естественными флуктуационными процессами [1–6];

– шум из-за устранения влияния синхронизации встречных волн посредством частотной подставки со случайным ошумлением [1–3, 5–6];

– шум, определяемый дискретностью съема информации [3, 5–7];

– ленгмюровский дрейф, вызываемый несимметричностью геометрии газоразрядных промежутков и токов разряда в плечах кольцевого лазера [1–3, 5];

– шум из-за изменения рассеивающих свойств зеркал [5, 7–10];

– нестабильность нулевого сигнала из-за нестационарности ионизационного баланса в плазме газового разряда [11–13].

Однако решение задачи создания перспективных бесплатформенных инерциальных систем (БИНС) на лазерных гироскопах с потенциальной точностью определения координат лучше 1,85 км за час полета и углов ориентации с погрешностью лучше 0,06 градусов требует анализа и уточнения всех зависимостей, в том числе хорошо известных и изученных.

В настоящей работе выполнен анализ и оценка ряда погрешностей лазерного гироскопа, зависящих от геометрических параметров кольцевого резонатора, таких как: геометрическая форма, шероховатость зеркал, радиус сферического зеркала. На основании результатов оценки величин погрешностей формулируются рекомендации по выбору геометрических параметров кольцевого резонатора лазерного гироскопа.

Постановка задачи

В основе любого лазерного гироскопа лежит кольцевой оптический резонатор, в котором обеспечены условия для существования двух лазерных генераторов, оптическое излучение которых распространяется внутри этого резонатора во встречных направлениях. При решении задачи повышения точности кольцевого лазерного гироскопа возникает необходимость количественной оценки составляющих погрешностей, зависящих в том числе и от геометрических параметров оптического резонатора.

Будем рассматривать кольцевой лазерный гироскоп с планарным резонатором с активной средой из газовой смеси изотопов He^3: Ne^{20}: Ne^{22} = 40:1:1 при давлении 750...950 Па. Активная среда возбуждается и поддерживается симметричным двухплечевым газовым разрядом постоянного тока. Лазер генерирует встречные пучки оптического излучения с длиной волны 0,6328 мкм, обладающие эллиптическим поперечным сечением и линейной *s*-поляризацией (вектор напряженности электрического поля перпендикулярен плоскости резонатора). Корпус резонатора и подложки зеркал изготовлены из стеклокерамического материала и соединены через оптический контакт. Зеркала имеют плоскую и сферическую отражающую поверхность и расположены в вершинах многоугольника, образующего кольцевой оптический резонатор.

В качестве основных погрешностей в настоящей работе рассмотрены: предельная чувствительность к измеряемой угловой скорости, определяемая шумами от естественных флуктуационных процессов (спонтанным излучением); шумовая составляющая, вызванная влиянием зоны захвата на выходной сигнал гироскопа, связанная с величиной обратного рассеяния и с распределением поля на поверхности зеркал. Величины этих погрешностей оценены в зависимости от: геометрической формы резонатора, шероховатости подложек зеркал, радиуса кривизны отражающей поверхности сферического зеркала.

Предельная величина чувствительности

Предельная величина чувствительности кольцевого лазерного гироскопа определяется естественными флуктуационными процессами, которые связаны с присутствием в резонаторной моде спонтанного излучения [2–6]. Эти процессы приводят к нестабильности разностной частоты в кольцевом лазере [3, 5, 6]. Оценка предельной величины чувствительности от естественных флуктуационных процессов выполнена в работах [4–6], причем в работе [6] проводится не только оценка величины чувствительности, но и сравнение двух геометрических форм оптического резонатора: равносторонний треугольник и квадрат. Так как одной из основных задач данной работы является сравнение различных геометрических форм планарных оптических резонаторов, то оценку чувствительности будем проводить, используя соотношение, полученное в работе [6].

Соотношение для предельной величины чувствительности, выраженной в случайном уходе в фазе $W(^\circ/\sqrt{\text{ч}})$, получено исходя из выполнения условия равенства отношений оптических потерь в резонаторе к мощности оптического излучения:

$$\frac{P_0}{P_d} = \frac{\text{Т}}{\Gamma},$$

где P_0 — мощность выводимая из резонатора;
P_d — мощность рассеянная внутри резонатора;
Γ — потери внутри резонатора
Т — потери на вывод оптического излучения из резонатора.

$$W = 1350\frac{c\lambda}{H\pi^2 L^2}\sqrt{\frac{h\nu f\Gamma\text{Т}}{P_0}}, \qquad (1)$$

где c — скорость света (см/с);
λ — длина волны излучения (см);
H — безразмерный коэффициент геометрической формы, связывающий площадь S и периметр L резонатора $S = HL^2$;
L — периметр резонатора (см);
h — постоянная Планка (Дж·с);
ν — частота света на длине волны λ (1/с);
P_0 — выводимая из резонатора мощность (Вт);
f — «вырождение» атомного перехода, в рассматриваемой ситуации f = 2,5.

Для кольцевых лазеров с одинаковыми: геометрической формой (квадрат); размером периметра (20 см); и примерно одинаковыми величинами потерь Г, Т и мощностей P_0 и P_d получены следующие оценки предельной чувствительности:

– $0{,}00032^\circ/\text{ч}$ для времени осреднения 600 с [4];

– $0{,}0002^\circ/\sqrt{\text{ч}}$ [5];

– $0{,}000247^\circ/\sqrt{\text{ч}}$ [6].

Перед сравнением численных оценок заметим, что практические применение нашли следующие формы оптических резонаторов: треугольная, в виде равностороннего и равнобедренного треугольников и четырехугольная, в виде квадрата.

Сравнение будем проводить для правильных равносторонних многоугольников, площадь и периметр которых приведены к величине описанной вокруг них окружности радиусом R_0, что позволяет учитывать различия, вносимые только формой фигуры, а не размером. Фактически каждый из правильных многоугольников нормируется на площадь окружности с радиусом R_0. Площадь, периметр и внутренний угол α правильного многоугольника, вписанного в окружность радиусом R_0, определяется по формулам [14]:

$$S_n = \frac{n}{2} R_0^2 \sin\left(\frac{360^\circ}{n}\right),$$

$$L_n = n 2 R_0 \sin\left(\frac{180^\circ}{n}\right),$$

$$\alpha_n = \frac{(n-2)180^\circ}{n},$$

где n — число сторон многоугольника.

Задаваясь радиусом описанной окружности R_0, определим следующие параметры правильных многоугольников: сторона l, периметр L, площадь S, внутренний угол α при вершинах и коэффициент формы резонатора H для следующих планарных геометрических резонаторов: треугольник, квадрат, пятиугольник, шестиугольник. На рис. 1 и в таблице 1 представлены формы и параметры правильных многоугольников.

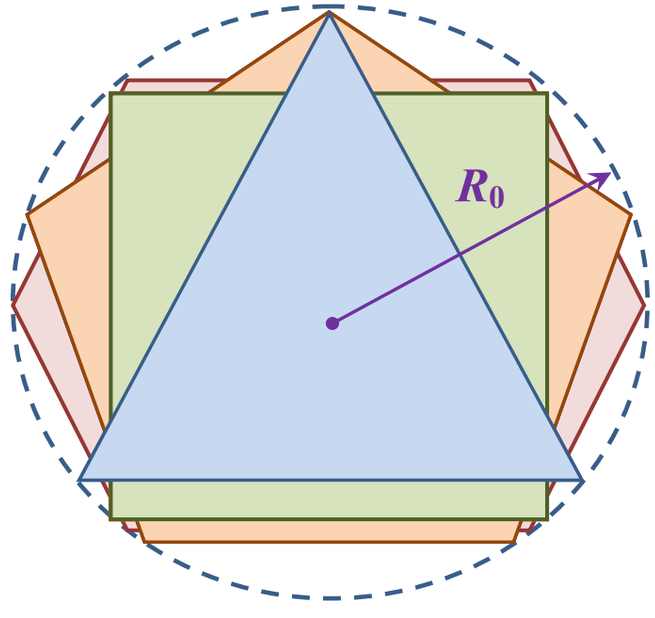

Рис. 1. Планарные геометрические резонаторы, вписанные в окружность радиуса R_0

Таблица 1.

Форма резонатора	Треугольник	Квадрат	Пятиугольник	Шестиугольник
Длина стороны, l	$\sqrt{3}\,R_0$	$\sqrt{2}\,R_0$	$(2\sin 36)\,R_0$	R_0
Площадь, S	$\left(3\sqrt{3}/4\right)R_0^2$	$2\,R_0^2$	$((5/2)\sin 72)\,R_0^2$	$\left(3\sqrt{3}/2\right)R_0^2$
Периметр, L	$\left(3\sqrt{3}\right)R_0$	$\left(4\sqrt{2}\right)R_0$	$(10\sin 36)\,R_0$	$6\,R_0$
Угол, α	60	90	108	120
Коэффициент формы резонатора, H	$\sqrt{3}/36$	1/16	$(5/2(\sin 72))/10(\sin 36)$	$3\sqrt{3}/72$

Оценку величины W проведем при следующих допущениях:

- вывод излучения из резонатора производится через одно полупрозрачное зеркало;
- за базовую величину суммарных потерь примем среднестатистическую величину, измеренную в четырехугольном резонаторе с периметром 28 см (резонатор лазерного гироскопа семейства систем БИНС-СП);

- при изменении геометрической формы резонатора уменьшение или увеличение величины суммарных потерь происходит пропорционально уменьшению или увеличению количества зеркал;
- за величину радиуса R_0 примем радиус окружности, описанной вокруг четырехугольного квадратного резонатора с периметром 28 см (R_0 = 4,95 см).

Исходные данные для оценки:

– физические величины и константы:

$c = 3 \cdot 10^{10}$ см/с;
$\lambda = 0{,}6328 \cdot 10^{-4}$ см;
$h = 6{,}63 \cdot 10^{-27}$ Дж·с;
$\nu = 4{,}74 \cdot 10^{14}$ 1/с;
$f = 2{,}5$;

– параметры кольцевого резонатора:

P_0 = 300 Дж/с (30 мкВт);
$\Gamma = 360 \cdot 10^{-6}$ (для четырехугольного резонатора);
$T = 60 \cdot 10^{-6}$.

Результаты расчета геометрических параметров резонаторов и оценки предельной величины чувствительности представлены в таблице 2 и на рис. 2 и 3.

Таблица 2

Форма резонатора	H	Г, ppm	L, см	W, $^\circ/\sqrt{ч} \cdot 10^{-4}$
Треугольник	0,048	270	25,72	5,3
Квадрат	0,0625	360	28	1,26
Пятиугольник	0,06882	450	29,095	1,185
Шестиугольник	0,0722	540	29,7	1,187

При ограничении площади и периметра планарных кольцевых резонаторов радиусом описанной окружности R_0 основными параметрами, влияющими на величину предельной чувствительности, становятся коэффициент формы H и количество зеркал резонатора соответственно. Коэффициент формы H характеризует эффективность использования единицы площади геометрической фигуры, и его величина максимальна у шестиугольного резонатора, а минимальна у треугольного.

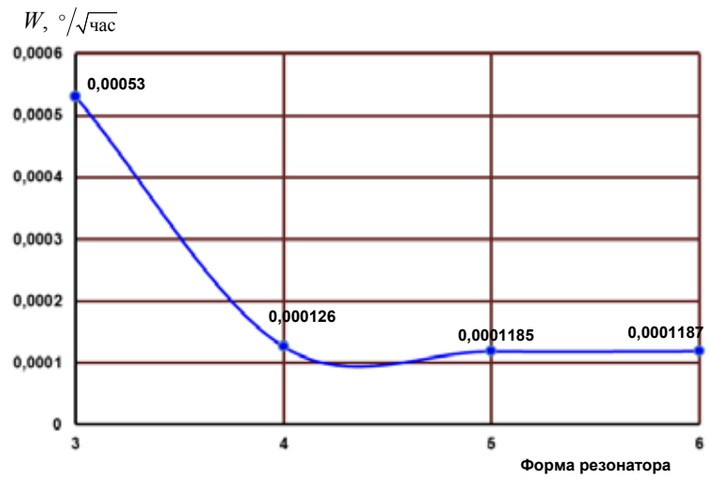

Рис. 2. Зависимость предельной величины чувствительности от геометрии резонатора

Увеличение количества углов в резонаторе ведет к росту коэффициента H (см. рис. 3).

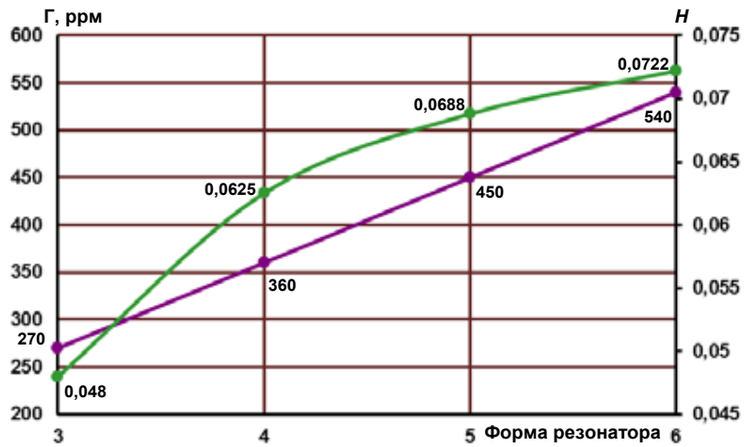

Рис. 3. Зависимость коэффициента H и потерь резонатора Г от геометрии резонатора

Однако при достижении пятиугольной формы дальнейший процесс роста переходит в насыщение, в то время как рост потерь носит линейный характер.

Величина W снижается при увеличении коэффициента H и увеличивается с ростом потерь как внутри резонатора, так и на вывод оптического излучения из него. Наибольший эффект от изменения геометрической формы резонатора наблюдается при переходе от трех- к четырехугольному резонатору, что приводит к кратному уменьшению величины W более чем в 4 раза (таблица 2, рис. 2). Начиная с пятиугольного резонатора, существенного уменьшения W не происходит: по причине практически одинакового роста коэффициента формы H и потерь от увеличения количества зеркал, эти параметры компенсируют друг друга (см. рис. 3). Уменьшение величины W при переходе с четырех- на пятиугольный резонатор составляет всего 6%. Резерв в улучшении величины W при увеличении коэффициента формы H лежит в уменьшении потерь за счет улучшения качества зеркал.

При изменении геометрической формы резонатора происходит изменение внутреннего угла α при вершинах (см. таблицу 1). С ростом количества сторон многоугольника этот угол увеличивается, что приводит к росту угла падения (отражения) оптических волн в кольцевом резонаторе и к изменению условий их взаимодействия. Влияние угла α на взаимодействие оптических волн на поверхностях зеркал кольцевого резонатора будет рассмотрено в следующем разделе настоящей работы.

Шумовая составляющая, вызванная влиянием зоны захвата

Слабая связь встречных волн, генерируемых кольцевым лазером, приводит к методической погрешности в измерении угловой скорости, которая, в частности, проявляется в отсутствии чувствительности лазерного гироскопа к медленному вращению. Связь встречных волн из-за рассеяния лазерного излучения на шероховатостях отражающей поверхности зеркал в направлении встречно распространяющейся волны характеризуется величиной зоны захвата [1–3, 5–10].

Если мощности встречных волн одинаковы, то в первом приближении порог захвата Ω_L определяется соотношением [6–7, 9–10]:

$$\Omega_L = \frac{c\lambda}{4\pi S} \times \sqrt{\left|R_{CW}\right|^2 + \left|R_{CCW}\right|^2 + 2\left|R_{CW}\right|\left|R_{CCW}\right|\cos\Delta\varphi}\ {}^\circ/\text{c},$$

где: Δφ — разность фаз лазерных пучков, вызванная обратным рассеянием излучения в резонаторе; $R_{CW,\ CCW}$ — амплитудные коэффициенты связи для оптических волн, распространяющихся соответственно по и против часовой стрелки [7, 10], то есть:

$$R_{CW,CCW} = \sum_n R_n e^{\pm i2kl_{1,n}}, \qquad \Delta\varphi = \arg R_{CW} + \arg R_{CCW}, \tag{2}$$

$k = 2\pi/\lambda$, R_n — комплексный коэффициент обратного рассеяния лазерного излучения n-м элементом резонатора (элементами, рассеивающими оптическое излучение, будем считать только зеркала), $l_{1,n}$ — расстояние от рассеивающего элемента до базового зеркала, отсчитанное вдоль оптической оси.

Величина порога захвата Ω_L изменяется в процессе работы лазерного гироскопа, что объясняется физической природой взаимодействия встречно распространяющихся электромагнитных волн, и при определенных условиях может меняться на порядок [15] из-за мгновенных вариаций фазовых соотношений (параметры R_n и Δφ). Причинами такой вариативности могут быть перемещения зеркал [16, 17], как кратные длине волны, так и медленно меняющиеся во время регулировки периметра, а также формирование полей обратного рассеяния в кольцевом резонаторе (спекл-структуры полей обратного рассеяния) [15]. Помимо этого, свое влияние в изменение величины Ω_L вносит усиление активной среды и другие факторы, исследованные в работах [18, 19].

Учитывая, что Ω_L является обобщающим параметром суммарного рассеяния в резонаторе и определяется коэффициентами обратного рассеяния $R_{CW,\ CCW}$ (2), оценку влияния шероховатости подложек и конфигурации резонатора на шумовую составляющую дрейфа будем осуществлять по изменению величины модуля этих коэффициентов.

Влияние шероховатости подстилающего рельефа

Количественно рассеяние характеризуется комплексным амплитудным коэффициентом, аргумент которого определяется разностью фаз рассеянного излучения и лазерного пучка, а модуль — следующим соотношением [10]:

$$\left|R\right| = \sqrt{\frac{P_s}{P}} = \sqrt{I\left(\theta_0, \theta, \varphi\right)\Delta\Omega},$$

где: P_s — мощность излучения, рассеянного в направлении встречного пучка; P — мощность падающего излучения; $\Delta\Omega = \pi\nu^2$, $\nu \sim 10^{-3}$ рад — расходимость лазерного излучения; $I(\theta_0, \theta, \varphi)$ — индикатриса рассеяния: отношение мощности, рассеянной в единичный телесный угол, к мощности падающего излучения; θ_0 — угол падения; θ, φ — углы, определяющие направление рассеяния.

Направления падающего и рассеянного излучения, а также относительные углы и условия поляризации представлены на рис. 4 (стр. 48).

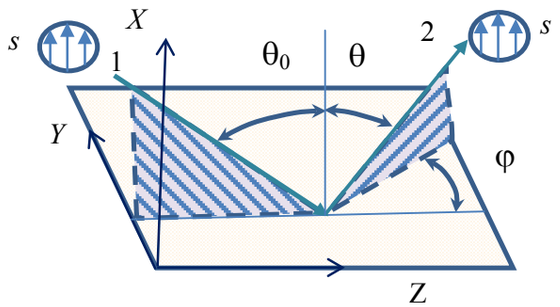

Рис. 4. Направления падающего луча и излучения, рассеянного шероховатой поверхностью зеркала:
1 — луч, падающий под углом θ_0 к нормали поверхности;
2 — излучение, рассеянное под углами θ и φ

Отражающая поверхность зеркала представляет собой многослойное интерференционное покрытие, нанесенное на подложку, изготовленную из стеклокерамического материала (ситалла или зеродура). Существенный вклад в обратное рассеяние вносит рельеф подстилающей поверхности интерференционного зеркального покрытия. Этот рельеф формируется при изготовлении подложки зеркала и характеризуется величиной шероховатости поверхности. В работах [20–23] установлено, что шероховатость интерференционного зеркального покрытия в значительной степени определяется качеством обработки подложки: отклонения статистических свойств нанесенного зеркального покрытия и подложки зарегистрированы лишь для пространственных частот, превышающих 5 мкм$^{-1}$, а область пространственных частот, характерных для рассматриваемых конфигураций резонаторов, находится в диапазоне: от 1,58 мкм$^{-1}$ (для трехугольного резонатора) до 2,74 мкм$^{-1}$ (для шестиугольного резонатора).

Если предположить, что интерференционное покрытие сформировано идеально: без примесей по химическому составу слоев, без посторонних включений, с отсутствием межслойных переходов и с обеспечением требуемой толщины каждого из слоев; то для проводимой оценки будем учитывать только вклад от шероховатости подстилающей поверхности подложки.

Согласно [24], спектральная плотность мощности хаотического рельефа описывается следующим соотношением:

$$S(F) = A\left(1+\frac{F^2}{F_0^2}\right)^{-\frac{3}{2}} + B, \qquad (3)$$

где: A, B – коэффициенты аппроксимации;

F, F_0 – пространственная и критическая частоты.

Связь между величиной и спектральной плотностью мощности (СПМ) шероховатости подстилающей поверхности подложки зеркала и рассеянным в падающий луч излучением выражается через: индикатрису рассеяния, интегральное рассеяние в полусферу и амплитудный коэффициент обратного рассеяния. При выполнении условия равенства коэффициентов $R_{CW} = R_{CCW}$ для оптических волн, распространяющихся соответственно по и против часовой стрелки, эти параметры определяются следующими соотношениями [10, 25, 26]:

$$TIS(\varphi) = \frac{16\pi^2(\varepsilon-1)^2}{\lambda^4}\iint_{\theta,\varphi} S(F)\left(F_{ss}+F_{ps}\right)\sin\theta\, d\theta d\varphi 10^{-12},$$

$$F = \frac{1}{\lambda}\sqrt{F_x^2+F_y^2} = \frac{1}{\lambda}\sqrt{\sin^2\theta - 2\sin\theta_0\sin\theta\cos\varphi + \sin^2\theta_0},$$

$$ARS = \frac{16\pi^2(\varepsilon-1)^2}{\lambda^4} S(F)\left(F_{ss}+F_{ps}\right)10^{-12}, \qquad (4)$$

$$\left|R(\varphi)\right| = \sqrt{\frac{16\pi^2(\varepsilon-1)^2}{\lambda^4}10^{-12}S(F)\left(F_{ss}\right)\pi 10^{-6}},$$

$$F_{ss} = \frac{\cos\theta_0\cos^2\theta\cos^2\varphi}{\left[\cos\theta_0+\left(\varepsilon-\sin^2\theta_0\right)^{1/2}\right]^2\left[\cos\theta+\left(\varepsilon-\sin^2\theta_0\right)^{1/2}\right]^2},$$

$$F_{ps} = \frac{\cos\theta_0\cos^2\theta\,\sin^2\varphi\left(\varepsilon-\sin^2\theta_0\right)}{\left[\cos\theta_0+\left(\varepsilon-\sin^2\theta_0\right)^{1/2}\right]^2\left[\varepsilon\cos\theta+\left(\varepsilon-\sin^2\theta_0\right)^{1/2}\right]^2},$$

где: TIS — интегральное рассеяние,

ARS — индикатриса рассеяния,

F_x, F_y — пространственные частоты, зависящие от углов падения θ и рассеяния θ_0, φ,

$S(F)$ — спектральная плотность мощности (СПМ) шероховатого рельефа,

F_{ss}, F_{ps} — угловые функции (первый и второй нижний индексы обозначают поляризацию рассеянного и падающего излучения),

ε — коэффициент диэлектрической проницаемости.

Расчет амплитудного коэффициента обратного рассеяния по формуле (4) учитывает только *s*-поляризацию рассеянного излучения, так как синхронизация возможна только для волн с одинаковыми состояниями поляризации. Условия рассеяния от зеркальной поверхности диэлектрической поверхности зеркала проиллюстрированы на рис. 4 и 5.

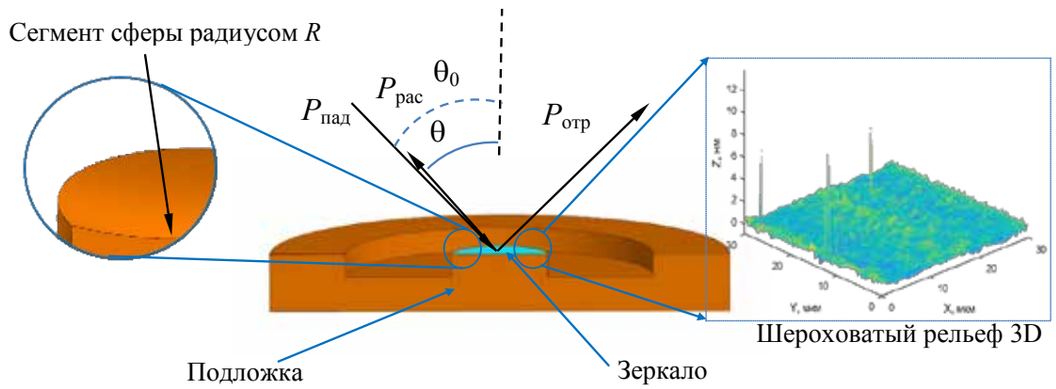

Рис. 5. Геометрия сферического зеркала кольцевого лазерного гироскопа

Оценка параметров $|R|$, $S(F)$, F_{ss}, F_{ps} проводится для случая рассеяния в падающий луч, тогда справедливы следующие допущения и исходные данные:

$$\theta = \theta_0; \quad \varphi = 0; \quad \varepsilon = 10000.$$

Влияние качества полировки поверхности будем учитывать, изменяя величину коэффициента аппроксимации A (нм^4) для функции $S(F)$ в области низких пространственных частот (мкм$^{-1}$). Величина A выбирается по данным измерений шероховатого рельефа для большой выборки подложек и зеркал лазерного гироскопа (больше 300 штук) на атомно-силовом микроскопе по методике, описанной в [27–29]. Выбраны величины, характерные для поверхностей:

– очень высокого качества полировки $A = 100$;
– высокого качества полировки $A = 200$ ($A = 500$ — верхняя граница);
– хорошего качества полировки $A = 1000$;
– неудовлетворительного качества полировки $A = 2000$.

Приведенная градация качества полировки поверхностей применима для лазерных гироскопов, предназначенных для использования в автономных БИНС авиационного применения [7, 30].

На рис. 6 приведена иллюстрация влияния различной геометрической формы резонатора от треугольника до шестиугольника, приводящей к изменению угла падения (отражения, рассеяния) на СПМ шероховатого рельефа $S(F)$ (в качестве примера выбрана среднестатистическая зависимость). Она характерная для подложки с качеством полировки поверхности, приближающимся к высокому. Среднее значение СКО рельефа составляет величину 0,14 нм (1,4 Ангстрем). Учет дефектов, связанных с наличием царапин на поверхности, увеличивает значение СКО до 0,16 нм (1,6 Ангстрем).

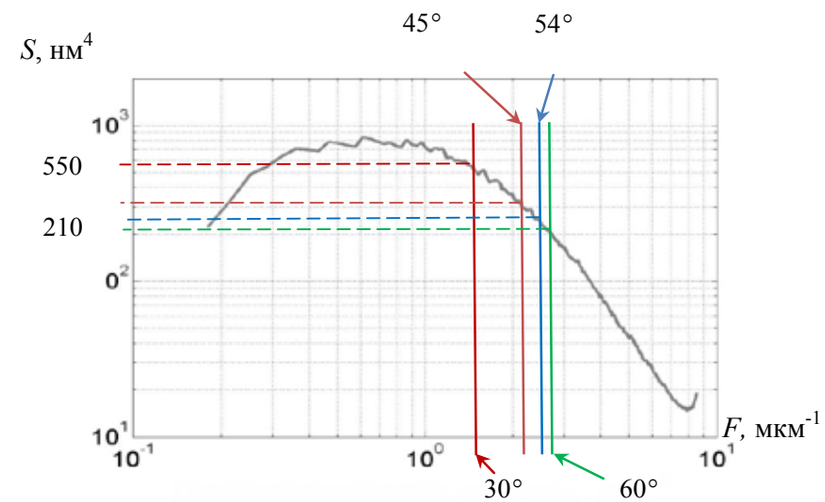

Рис. 6 Зависимость СПМ шероховатого рельефа от угла θ_0

Одна и та же отражающая поверхность с шероховатым рельефом, пример которого в виде 3D изображения представлен на рис. 5, в условиях изменения углов падения приводит к разным значениям СПМ рельефа (рис. 6), от которой зависит величина $|R|$. Причиной этого является вид характеристики $S(F)$, которая спадает с ростом пространственной частоты F, а она растет с увеличением угла θ_0. Результаты расчета СПМ шероховатого рельефа $S(F)$ (3) и соответствующей ей величины $|R|$ (4) при различных углах θ_0, определяемых геометрической формой кольцевого резонатора, приведены в таблице 3 и на рис. 7.

Увеличение угла падения от 30° до 60° на отражающую поверхность зеркала с одинаковой шероховатостью рельефа приводит к уменьшению модуля амплитудного коэффициента обратного рассеяния $|R|$ в среднем в 3 раза. Рост шероховатости поверхности до 2000 нм^4 увеличивает это соотношение до 3,5, а снижение до 100 нм^4 уменьшает до 2,5 раз.

Таблица 3

θ_0, град	F, мкм$^{-1}$	F_{ss} $\cdot 10^{-8}$	$\lvert R\rvert$, $\cdot 10^{-6}$ (при изменении величины A, нм^4)				
			100	200	500	1000	2000
30	1,58	0,628	0,421	0,507	0,705	0,947	1,3
45	2,235	0,344	0,28	0,322	0,423	0,552	0,746
54	2,56	0,198	0,205	0,23	0,294	0,378	0,504
60	2,74	0,123	0,158	0,176	0,221	0,281	0,373

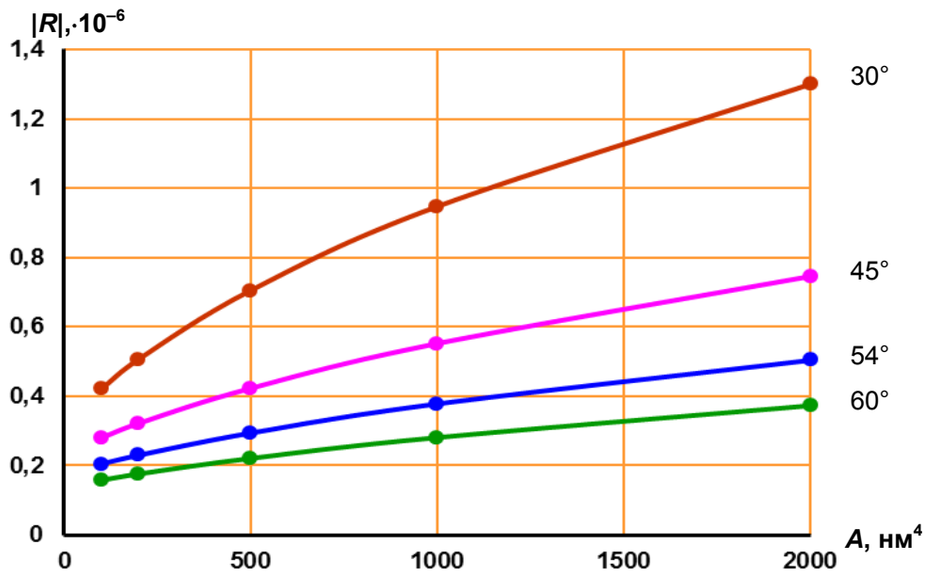

Рис. 7. Зависимости амплитудного коэффициента обратного рассеяния $|R|$ от шероховатости отражающей поверхности для разных углов падения/обратного рассеяния

Уменьшение величины $|R|$ с увеличением угла падения оптической волны на отражающую поверхность зеркала частично компенсируется количеством зеркал. Если принять, что каждое зеркало резонатора вносит одинаковый вклад в суммарный амплитудный коэффициент, определяемый по формуле (2), а также не учитывать фазовые соотношения при взаимодействии оптических волн, то можно получить оценку сверху для $R_{CW,\ CCW}$ в резонаторах разной геометрической формы. Эта оценка с учетом влияния качества полировки оптической поверхности представлена на рис. 8.

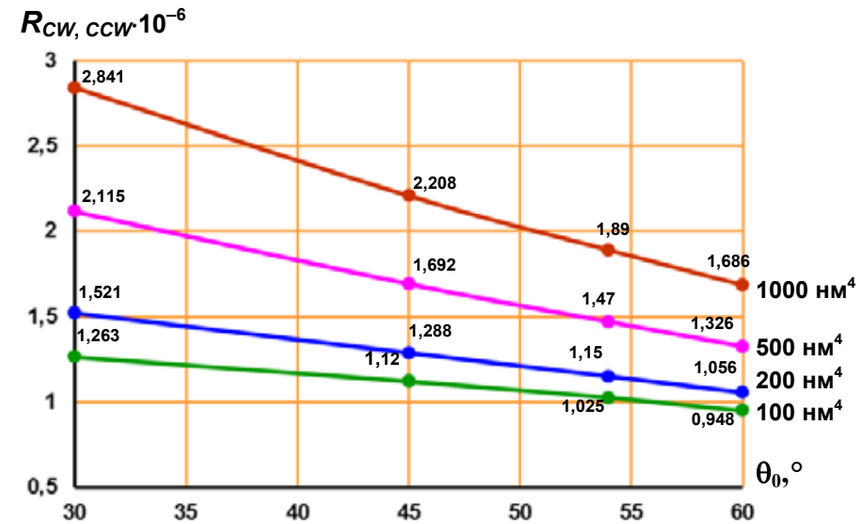

Рис. 8. Изменение $R_{CW,\ CCW}$ для различной геометрической формы и качества отражающей зеркальной поверхности

Полученные результаты оценки иллюстрируют наличие двух тенденций: одна на уменьшение величины $R_{CW,\ CCW}$ при росте угла падения, другая на снижение влияния геометрической формы резонатора на величину $R_{CW,\ CCW}$ при уменьшении шероховатости рассеивающей зеркальной поверхности. Наиболее существенно изменение $R_{CW,\ CCW}$ от геометрической формы резонатора в случае использования зеркал с качеством полировки на уровне коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа — 1000 нм^4 и более. Уменьшение величины $R_{CW,\ CCW}$ составляет:

– 28,7% при переходе от треугольной к четырехугольной форме;
– 16,8% при переходе от четырехугольной к пятиугольной форме;
– 12,1% при переходе от пятиугольной к шестиугольной форме.

Улучшение качества рассеивающей поверхности зеркал снижает влияние геометрии резонатора на величину $R_{CW,\ CCW}$. Для поверхностей с коэффициентом аппроксимации СПМ шероховатого рельефа — 200 нм^4, уменьшение величины $R_{CW,\ CCW}$ составляет:

– 18,1% при переходе от треугольной к четырехугольной форме;
– 12% при переходе от четырехугольной к пятиугольной форме;
– 8,9% при переходе от пятиугольной к шестиугольной форме;

При величине коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа рассеивающей поверхности в 100 нм^4 влияние геометрической формы на $R_{CW,\ CCW}$ минимально и не превышает 13%.

Сравнение двух наиболее распространенных геометрических форм резонаторов треугольной и четырехугольной показывает: близкие результаты по величине $R_{CW,\ CCW}$ достигаются в случае применения в треугольном резонаторе зеркал более высокого качества. Величина коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа рассеивающей поверхности зеркала должна быть в 2 раза меньше величины, которая обеспечивает такой же результат в четырехугольном резонаторе. Аналогичная тенденция сохраняется и при переходе от четырех- к пяти- и шестиугольной формам. Относительное уменьшение величины $R_{CW,\ CCW}$ при переходах составляет: 8–12% и 8,1–8,9% соответственно.

Сопоставимые величины $R_{CW,\ CCW}$ в кольцевом резонаторе в случаях форм с большим количеством углов достигаются при применении зеркал с относительно худшей шероховатостью поверхности. Например, величина $R_{CW,\ CCW} < 1{,}3 \cdot 10^{-6}$ получается для:

– треугольной формы при величине коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа 100 нм[4];

– четырехугольной формы при величине коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа 200 нм[4];

– пятиугольной формы при величине коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа более 200 нм[4];

– шестиугольной формы при величине коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа 500 нм[4].

Полученные оценки $R_{CW,\ CCW}$ позволяют сделать вывод, что для высокоточного лазерного гироскопа актуальными являются четырехугольная и пятиугольная формы резонаторов. Качество полировки зеркал в таких резонаторах должно обеспечивать величину коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа 100–500 нм[4].

Влияние кривизны отражающей поверхности сферического зеркала

Помимо шероховатости зеркальной поверхности, некоторое влияние на величину зоны захвата имеет распределение поля в кольцевом резонаторе, в частности, на его зеркалах. Так, в источнике [9] получено соотношение, показывающее слабую параметрическую связь между величиной порога захвата и диаметром лазерного луча на зеркале:

$$\Omega_L = \frac{c\lambda^2\sqrt{TIS}}{32\pi S d_{xy}}; \qquad (5)$$

где: $\sqrt{TIS}$ – коэффициент интегрального рассеяния из одного луча в другой;

S – площадь фигуры, ограниченной лазерными лучами;

d_{xy} – диаметр лазерного пучка на зеркале.

На рис. 9 представлено формирование лазерного пучка на зеркале на примере 4-х зеркального резонатора квадратной формы с периметром 28 см.

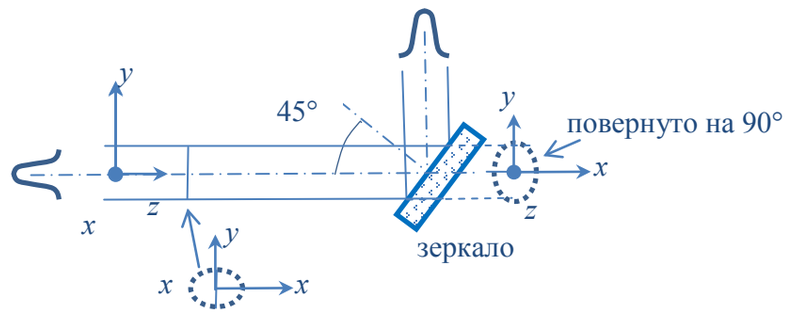

Рис. 9. Лазерный пучок на зеркале при угле падения 45°

Зеркала кольцевого резонатора формируют замкнутый оптический контур и по геометрической форме отражающей поверхности разделяются на плоские и сферические. Пример конструкции сферического зеркала представлен на рис. 5. Наклонное падение лазерного луча на зеркало приводит к формированию в кольцевом резонаторе эллиптического гауссового пучка [31]. Рассмотрим распределение поля в резонаторе [8]:

$$w = \sqrt{w_{0,x(y)}^2 + \left(\frac{\lambda \Delta z}{\pi w_{0,x(y)}}\right)^2}; \qquad (6)$$

$$w_{0,x} = \sqrt{\frac{\lambda}{\pi}} \cdot \sqrt[4]{\frac{l\left(4\sqrt{2}R^2 - 7Rl + 1{,}5\sqrt{2}l^2\right)}{2\sqrt{2}\left(\sqrt{2}R - 3l\right)}}; \qquad (7)$$

$$w_{0,y} = \sqrt{\frac{\lambda}{\pi}} \cdot \sqrt[4]{\frac{l\left(2\sqrt{2}R^2 - 7Rl + 3\sqrt{2}l^2\right)}{4\left(R - 3\sqrt{2}l\right)}}; \qquad (8)$$

где: w — размер пучка между перетяжкой поля и зеркалами на расстоянии Δz;

$w_{0,x}$, $w_{0,y}$ — размер перетяжки поля в точке с координатой $z = 0$;

l — длина стороны резонатора;

R — радиус кривизны сферического зеркала.

На рис. 10 представлены результаты расчета размеров лазерного пучка в кольцевом резонаторе в плоскостях xz (w_x) и yz (w_y), в зависимости от координаты Δz, которая отсчитывается вдоль оси резонатора.

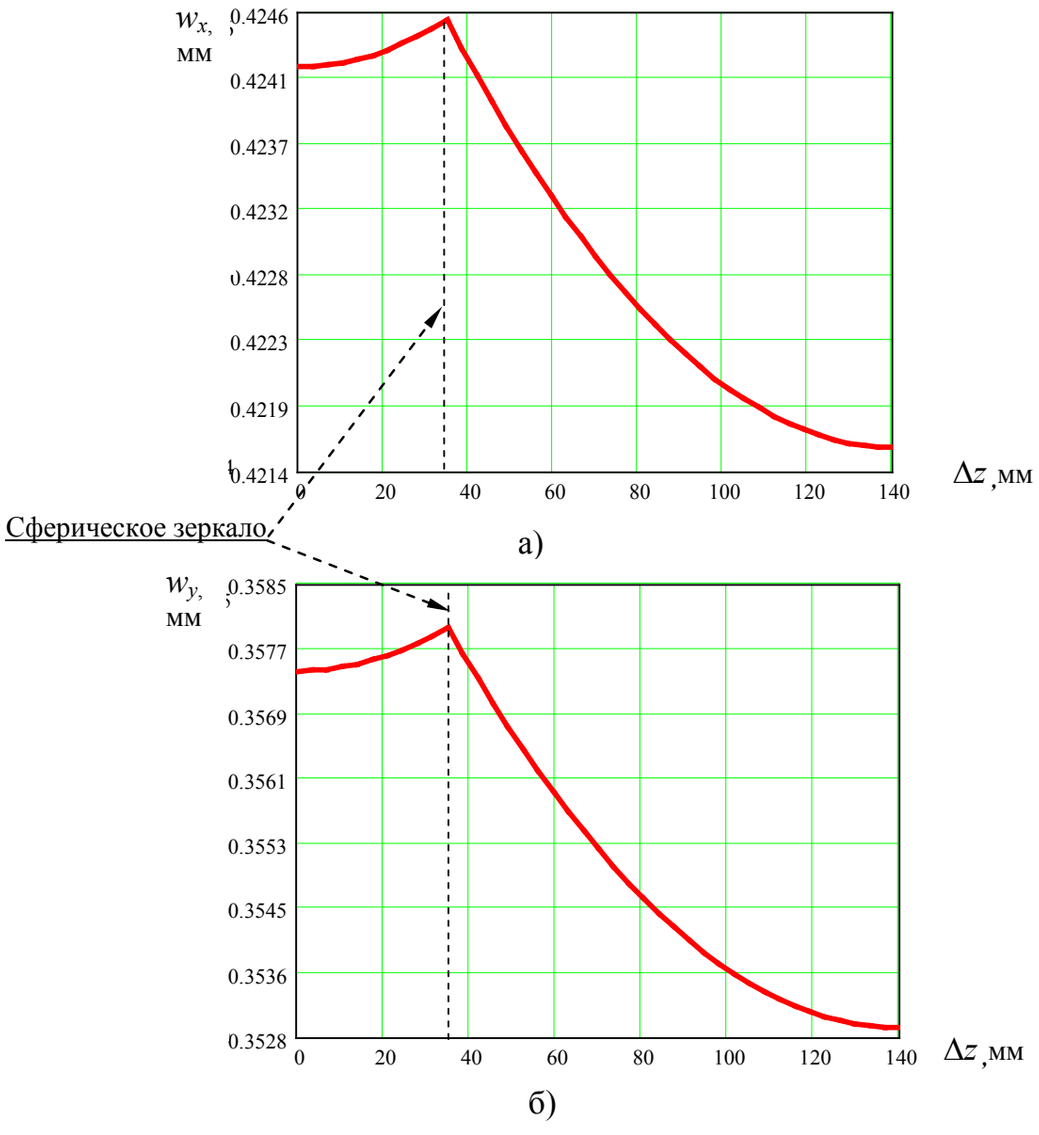

Рис. 10. Распределение поля в резонаторе: а) плоскость xz; б) плоскость yz

Расчет размеров лазерного пучка выполнен на базе Δz = 0...140 мм, что соответствует половине периметра резонатора и дает представление обо всех характеристических точках. К таким точкам относятся сферические зеркала (Δz = 35 мм) и перетяжки поля, расположенные: первая — между сферическими зеркалами (Δz = 0), вторая — между плоскими зеркалами (Δz = 140 мм). Форма поля носит ярко выраженный эллиптический характер с соотношением осей a в плоскости xz и b в плоскости yz: a/b = 1,18...1,19 и имеет максимальный размер на сферических зеркалах.

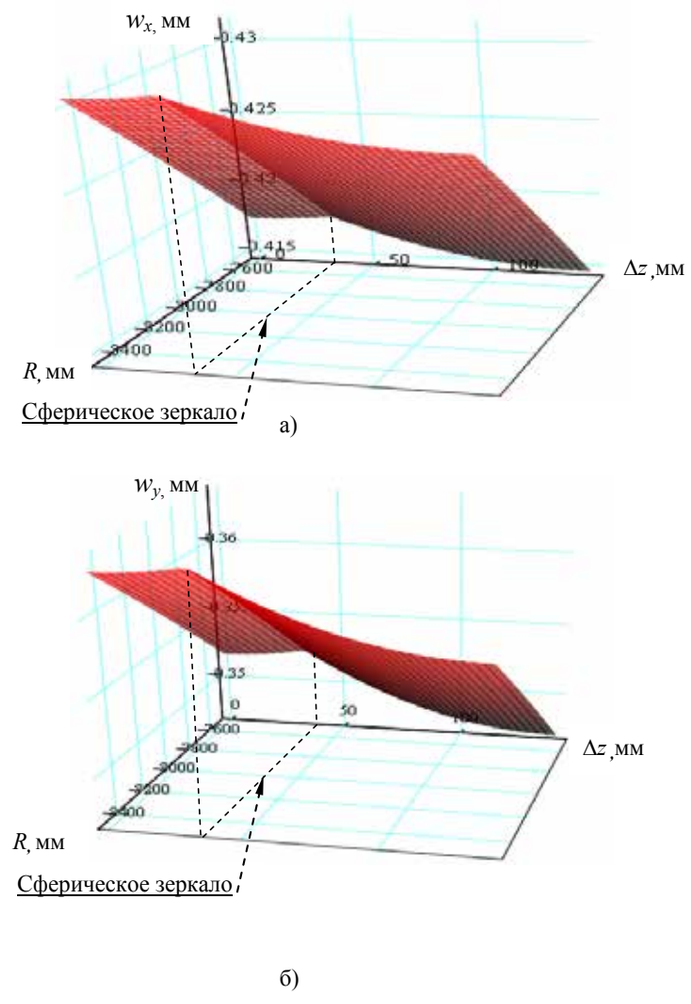

Рис. 11. Распределение поля в резонаторе в зависимости от радиуса сферических зеркал: а) плоскость xz; б) плоскость yx

Анализ соотношений (7–8) показывает, что размер лазерного пучка в резонаторе определяется радиусом кривизны сферических зеркал R. Результаты расчета размеров лазерного пучка, падающего на сферическое зеркало, в зависимости от радиуса кривизны сферических зеркал представлены в таблице 4. На рис. 11 показано распределение поля в резонаторе при радиусе сферического зеркала 8000 ± 500 мм. Изменение радиуса сферического зеркала задано в пределах от 4000 до 8000 мм, что является наиболее характерными значениями радиусов для зеркал, производимых различными производителями и применяемых в кольцевых резонаторах.

Падение лазерного пучка с эллиптическим сечением на зеркало под углом 45° приводит к изменению размера сечения по оси y: $b_y = b/\cos 45° = \sqrt{2}\,b$. Тогда d_{xy} из соотношения (5) может быть выражен как диаметр круга, эквивалентный эллиптическому сечению лазерного пучка на зеркале: $d_{xy} = 2\sqrt{a_x b_y}$. Результаты расчета геометрических размеров сечения лазерного пучка на сферическом зеркале при изменении его радиуса R представлены в таблице 4, а на рис. 12 показано относительное изменение диаметра d_{xy} и площади S_{xy} пучка.

Таблица 4

R, мм	4000	5000	6000	7000	8000
a_x, мм	0,360	0,380	0,396	0,412	0,425
b, мм	0,305	0,322	0,336	0,348	0,358
$S_{xy} = b_y = \sqrt{2b}$, мм	0,431	0,455	0,475	0,492	0,506
$S_{xy} = a_x b_y \pi$, мм²	0,488	0,543	0,591	0,637	0,676
$d_{xy} = 2\sqrt{a_x b_y}$, мм	0,788	0,832	0,867	0,90	0,928

Согласно (5), величина Ω_L уменьшается прямо пропорционально увеличению диаметра d_{xy}, который умеренно растет при увеличении величины радиуса сферического зеркала. Рост величины R в два раза от 4000 до 8000 мм обеспечивает увеличение величины d_{xy} и снижение величины порога захвата Ω_L на 18%, что составляет довольно значимую величину. При выборе радиуса сферического зеркала в резонаторе необходимо учитывать также факторы: технологии полировки сферической поверхности — больший радиус кривизны выполнить сложнее; и юстировки резонатора — она осуществляется проще на относительно меньших величинах R. Однако фактор снижения величины Ω_L для кольцевых резонаторов лазерных гироскопов высокой точности является приоритетным.

Учитывая технологические возможности формообразования сферической поверхности целесообразно величину радиуса кривизны выбирать в диапазоне от 7000 мм и более.

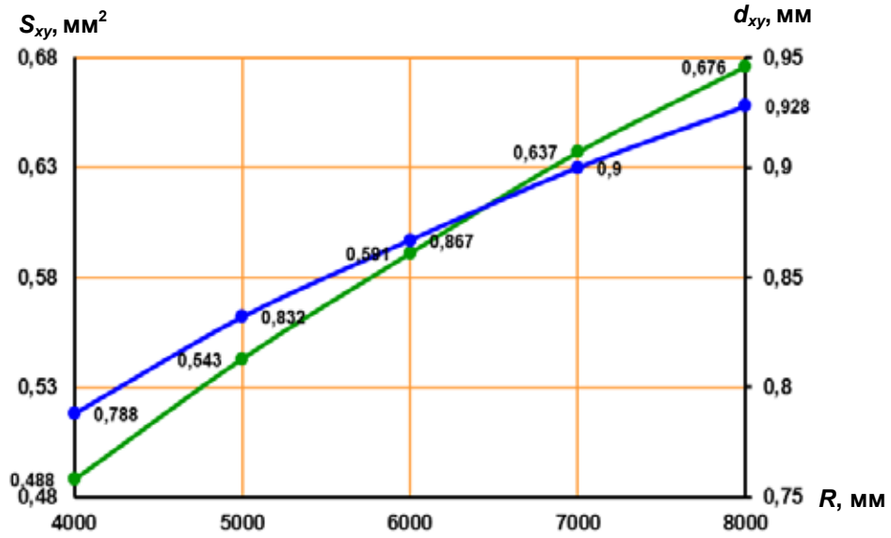

Рис. 12. Изменение диаметра и площади сечения лазерного пучка на сферическом зеркале при изменении его радиуса

Изменение площади пучка S_{xy} происходит более интенсивно и составляет 41,7% в аналогичных условиях. Если на зеркальной поверхности присутствуют центры рассеяния в виде выступов и впадин, размеры которых более чем на порядок превышают характеристики шероховатого рельефа, этот фактор может оказаться весьма значимым, но требует надлежащей оценки распределения интенсивности лазерного пучка на зеркале.

Заключение

Проанализированы зависимости шумовых характеристик лазерного гироскопа от геометрических параметров кольцевого резонатора, таких как: геометрическая форма резонатора, шероховатость отражающей поверхности зеркал и радиус сферического зеркала.

Определена предельная чувствительность лазерного гироскопа W для различных геометрических форм кольцевого резонатора: от треугольника до шестиугольника, в условиях нормирования геометрической формы на площадь.

Показано, что наиболее предпочтительной формой является четырехугольная, а пятиугольная сравнима с четырехугольной и может стать более выигрышной по величине W в случае снижения потерь в резонаторе за счет улучшения качества зеркал.

Показано, что одна и та же отражающая поверхность с шероховатым рельефом в условиях изменения углов падения приводит к разным значениям СПМ рельефа, от которой зависит амплитудный коэффициент обратного рассеяния. Увеличение угла падения оптической волны от 30° до 60° на отражающую поверхность зеркала с одинаковой шероховатостью рельефа приводит к уменьшению модуля амплитудного коэффициента обратного рассеяния $|R|$ в среднем в 3 раза. Рост шероховатости поверхности до 2000 нм^4 увеличивает это соотношение до 3,5, а снижение до 100 нм^4 уменьшает до 2,5 раз.

Проведена оценка коэффициентов обратного рассеяния $R_{CW,\ CCW}$ при разных углах падения лазерного пучка на зеркала, которые определяются различными геометрическими формами кольцевого резонатора, для зеркальных поверхностей с разным качеством полировки. Показано наличие двух тенденций: одна на уменьшение величины $R_{CW,\ CCW}$ при росте угла падения, другая на снижение влияния геометрической формы резонатора на величину $R_{CW,\ CCW}$ при уменьшении шероховатости рассеивающей зеркальной поверхности.

Сравнение двух наиболее распространенных геометрических форм резонаторов, треугольной и четырехугольной показывает: близкие результаты по величине $R_{CW,\ CCW}$ достигаются в случае применения в треугольном резонаторе зеркал более высокого качества. Величина коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа рассеивающей поверхности зеркала должна быть в 2 раза меньше величины, обеспечивающей такой же результат в четырехугольном резонаторе.

Оценки сверху, полученные в диапазоне величин для $R_{CW,\ CCW} = 1{,}1-1{,}5\cdot 10^{-6}$, позволяют сделать вывод, что для высокоточного лазерного гироскопа актуальными являются четырехугольная и пятиугольная формы резонаторов. Качество полировки зеркал в таких резонаторах должно обеспечивать величину коэффициента аппроксимации СПМ шероховатого рельефа не хуже 100–500 нм^4.

Для установления количественной связи между размером сечения лазерного пучка на зеркале и величиной зоны захвата проанализировано распределение поля в кольцевом планарном резонаторе на примере резонатора четырехугольной формы. Проведена оценка диаметра и площади сечения лазерного пучка на сферическом зеркале в зависимости от величины его радиуса кривизны.

Изменение величины радиуса сферического зеркала R в два раза от 4000 до 8000 мм обеспечивает увеличение величины диаметра лазерного пучка на зеркале d_{xy} и снижение величины зоны захвата Ω_L на 18%. При конструировании кольцевых резонаторов для лазерных гироскопов высокой точности целесообразно сместить выбор величины радиуса кривизны сферического зеркала, с учетом технологии формообразования сферической поверхности, в область более 7000 мм.

Литература

1. *M. Faucheux*, *D. Fayoux*, *J. J. Roland*. The ring laser gyro. // *J. Optics* (Paris), 1988, vol. 19, n. 3. – p.p. 101–115.

2. Волновые и флуктационные процессы в лазерах. Под редакцией Ю. Л. Климантовича. – Москва: Наука, 1974.

3. *Ю. В. Филатов*. Оптические гироскопы. // – Санкт-Петербург: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2005. – 139 с.

4. *Ю. Д. Голяев*, *Ю. Ю. Колбас*. Использование кольцевых лазеров для определения направлений на полюсы вращения Земли. // Квантовая электроника, т. 45, №10 (2012). – С. 949–952.

5. *Д. П. Лукьянов*, *В. Я. Распопов*, *Ю. В. Филатов*. Прикладная теория гироскопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. – 316 с.

6. *F. Aronowitz*. Fundamentals of the ring laser gyro / in “Optical gyros and their application. – RTO-AG-339, 1999. – p.p. 3.1–3.45.

7. *A. G. Kuznetsov*, *A. V. Molchanov*, *M. V. Chirkin*, *E. A. Izmailov*. Precise laser gyroscope for autonomous inertial navigation. // Quantum electronics, 45(1), 2015. – p.p. 78–88, doi: 10.1070/QEL2015v045n01ABEH015420.

8. *А. В. Молчанов*, *В. М. Суминов*, *М. В. Чиркин*. Формирование доминирующей погрешности лазерного гироскопа. // Авиакосмическое приборостроение, №9, 2004. – С. 12–19.

9. *Ф. Ароновиц.* Лазерные гироскопы. В кн. «Применения лазеров», пер. с английского под ред. В. П. Тычинского. – М.: Мир, 1974. – С. 182–270.

10. *Молчанов А. В.*, *Степанов А. Ю*, *Чиркин М. В.* Статистические характеристики подложек зеркал и случайная погрешность лазерного гироскопа. // Авиакосмическое приборостроение. №3, 2008. – С. 9–16.

11. *A. V. Molchanov*, *M. V. Chirkin*, *V. V. Klimakov*, *A. E. Serebryakov*, *X. N. Dao*, *V. Yu. Mishin*. The effect of slow fluctuation processes in the ring laser gyroscope on its bias instability. // XXV ICINS 2018 – Proceeding, SPb May 2018. – pp. 302–305.

12. *Х. Н. Дао*, *Климаков В. В.*, *Серебряков А. Е.*, *Мишин В. Ю.*, *Молчанов А. В.*, *Чиркин М. В.* Нестационарный ионизационный баланс в двух плечевом разряде и нестабильность дрейфа лазерного гироскопа. // – Рязань: Вестник РГРТУ, №66 часть 2, 2018. – С. 82–89, doi: 10.21667/1995-4565-2018-66-4-2-82-89.

13. *Х. Н. Дао*, *Климаков В. В.*, *Молчанов А. В.*, *Чиркин М. В.* Динамика газа в активной среде и нестабильность дрейфа сигнала лазерного гироскопа. // – Рязань: Вестник РГРТУ, №59, 2017. – С. 136–144, doi: 10.21667/1995-4565-2017-59-1-136-144.

14. Элементарная Математика. Под ред. В. В. Рыжкова, – М.: Наука, 1976.

15. *A. S. Bessonov*, *A. P. Makeev*, *V. A. Petrukhin*. Measurements of complex coupling coefficients in a ring resonator of laser gyroscope. // Quantum electronics 47(7) 675-682 (2017), doi: 10.1070/QEL16291.

16. *I. A. Vasin*, *A. V. Molchanov*, *D. A. Morozov*, *M. V. Chirkin*. Technical fluctuations in a ring cavity and error analysis of a laser gyro. // XV ICINS 2008. – Proceeding, SPb May 2008. – pp. 64–66.

17. *A. V. Molchanov*, *D. A. Morozov*, *A. Yu. Stepanov*, *M. V. Chirkin*. Estimation of random error for laser gyro with adjustable beam path geometry. // XIV ICINS 2007. – Proceeding, SPb May 2007. – pp. 44–46.

18. *Е. А. Бондаренко*. Расчет параметров зоны синхронизации частот встречных волн лазерного гироскопа. // Квантовая электроника, т. 41, №9 (2011). – С. 824–828.

19. *Е. А. Бондаренко*. Лазерный гироскоп с четырехзеркальным квадратным резонатором: количественная оценка зависимости параметров зоны синхронизации частот встречных волн от усиления активной среды. // Квантовая электроника, т. 42, №5 (2012). – С. 465–470.

20. *Kozhevnikov I. V.*, *Asadchikov V. E.*, *Duparré A.* et al. Comparative study of the roughness of optical surfaces and thin films using atomic force microscopy, x-ray and light scattering methods. // Proc. SPIE, v. 3739, 1999.

21. *Занавескин М. Л.*, *Рощин Е. С.*, *Грищенко Ю. В.*, *Азарова В. В.*, *Асадчиков В. Л.*, *Толстихина А. Л.* Связь шероховатости подложки с потерями света на интерференционных зеркальных покрытиях. // Кристаллография, Том 53, №4, 2008. – С. 740–746.

22. *Grichenko Y. V.*, *Zanaveskin M. L.*, *Marchenkov A. N.* Calculating correlation Factor for substrate and film coating profiles according to data of atomic force microscopy. // Technical physics letters, vol. 38, №9, 2012. – p.p. 777–779.

23. *А. В. Молчанов*, *А. Е. Серебряков*, *М. В. Чиркин*. Анизотропия рассеивающих свойств сверхгладких подложен зеркал для прецизионных лазерных гироскопов. // Вестник РГРТУ, 2012, №4 (выпуск 42), часть 2. – С. 92–97.

24. *N. Choi*, *J. E. Harvey*, *A. Krywonos*. New capabilities for prediction image degradation erom optical surface metrology data. // Proceedings of SPIE, vol. 7801, 2016, doi 10.1117/12.859758.

25. *В. В. Азарова*, *В. Г. Дмитриев*, *Ю. Н. Лохов*, *К. Н. Малицкий*. Теория дифференциального и интегрального рассеяния лазерного излучения на поверхности диэлектрика с учетом наличия дефектного слоя. // Квантовая электроника, т. 31, №8 (2001). – С. 740–744.

26. *А. Е. Серебряков*. Анализ трехмерных изображений нанорельефа оптических поверхностей. // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – Рязань, 2015.

27. *M. V. Chirkin*, *A. V. Molchanov*, *A. E. Serebryakov*. Monitoring of Superpolished Surfaces in Laser Mirror Technology. // Proceedings of the 5th International Conference OPTIMESS2012. – Antwerp, Belgium 04-05 April 2012, Shaker Publishing BV. – p.p. 93–102.

28. *M. V. Chirkin, A. E. Serebryakov, A. V. Molchanov, M. A. Zakharov*. Technological aspects of precision ring laser production: monitoring mirror surfaces of optical resonators. // XX ICINS 2013. – Proceeding, SPb May 2013. – pp. 66–68.

29. *А. В. Молчанов, А. Е. Серебряков, М. В. Чиркин*. Диагностика поверхности сверхгладких диэлектрических подложек, сформированных различными методами финишного полирования. // Материалы Всероссийской научно-технической конференции. НМТ-2012. – М.: МАТИ, 2012. – С. 221–222.

30. *А. В. Молчанов*. Лазерные гироскопы инерциального класса точности для БИНС авиационного применения. // 4-я ВНТК тезисы докладов «Навигация, наведение и управление ЛА». – Москва-Раменское, 2019. – С. 83–85.

31. *В. П. Быков, О. О. Силичев*. Лазерные резонаторы. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 319 с.

УДК 681.518.2/.3

ПЕРСПЕКТИВНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНО-АЭРОМЕТРИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Игорь Сергеевич КИКИН, *к. т. н.*
ФГУП «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем» ГНЦ РФ
E-mail: kikin@gosniias.ru

Цель работы — создание информационной технологии алгоритмического синтеза инерциально-аэрометрической информационно-управляющей системы с автономной коррекцией (самокоррекцией) ошибок измерений, спектральный диапазон которых соответствует спектральному диапазону полезного сигнала. Практическая значимость: обеспечение высокоточного навигационного решения с применением инерциальных измерительных блоков средней и низкой точности; сохранение функциональных и точностных характеристик пилотажно-навигационного комплекса летательного аппарата при потере функциональности его подсистем, реализующих позиционные и обзорно-сравнительные методы навигации.

Ключевые слова: *информационно-управляющая система, инерциально-аэрометрическая информационно-управляющая система, ретроспективная идентификация, счисление координат, имитационный метод оценивания, мгновенное апостериорное оценивание, накопление погрешностей измерений, автономная коррекция.*

ADVANCED INERTIAL-AEROMETRIC INFORMATION AND CONTROL SYSTEM

Igor S. KIKIN, *PhD in Engineering*
'FSUE "State Research Institute of Aviation Systems' State Scientific Center of Russian Federation
E-mail: kikin@gosniias.ru

The task of the article is to create the information technology of algorithmic synthesis for the inertial-aerometric information and control system with autonomous correction (self-correction) of measurement errors the spectral range of which corresponds to the desired signal spectral range. Practical significance: providing high-precision navigation solution with the use of medium and low precision inertial measurement units; Maintaining performance and accuracy of integrated navigation system in case of failure of its subsystems that implement positioning and area correlation navigation methods.

Keywords: *information and control system, inertial-aerometric information and control system, retrospective identification, dead reckoning, simulation evaluation method, instantaneous posterior estimation, measurement error accumulation, self-contained correction.*

Основные сокращения

БИНС — бесплатформенная инерциальная навигационная система;
ВСДХ — комплекс высотно-скоростных и дроссельных характеристик силовой установки ЛА;
ДЛУ — датчик линейного ускорения (акселерометр);
ДУС — гироскопический датчик абсолютной угловой скорости;
ДУУ — датчик угловых ускорений;
ИАИУС — инерциально-аэрометрическая информационно-управляющая система;
ИИБ — инерциальный измерительный блок;
ИМО — имитационный метод оценивания состояния ОУ;
КПМ — конечный пункт маршрута;

ЛА — летательный аппарат;
ЛЗП — линия заданного пути;
ММ — математическая модель;
МАО — мгновенное апостериорное оценивание состояния ОУ;
НСК — навигационной системе координат ОУ — объект управления;
ПВГП — пространственно-временной график полета;
ПНК — пилотажно-навигационный комплекс;
ППМ — промежуточный (поворотный) пункт маршрута;
ПУ — процесс управления;
САУ — система автоматического управления;
СВС — система воздушных сигналов;
СИ — система идентификации;
СкИАИУС — самокорректирующаяся ИАИУС;
СРНС — спутниковая радионавигационная система;
ССК — связанная с корпусом ЛА система координат;

ТТХ — тактико-технические характеристики;
ФК — фильтр Калмана;
ЦМ — центр масс.

1. Введение

Инерциально-аэрометрические системы навигационного обеспечения и управления летательными аппаратами применяются в качестве базовых информационно-управляющих систем бортовых комплексов управления объектов авиационной и ракетной техники. Основное достоинство этих систем — максимальный уровень автономности и скрытности применения.

Главный недостаток инерциальных навигационных систем, обусловленный принципом функционирования, — накопление ошибок измерений датчиков первичной информации (акселерометров), которые зависят не только от погрешностей самих датчиков, но и от погрешностей их ориентации в пространстве. В бесплатформенных и безгироскопных системах инерциальной навигации эффект накопления ошибок относится также к датчикам, измеряющим параметры вращательного движения летательного аппарата и обеспечивающим счисление параметров его угловой ориентации. Из-за эффекта накопления ошибок инерциальных датчиков длительность автономного функционирования инерциальных систем навигации летательных аппаратов существенно ограничена. Это приводит к необходимости коррекции погрешностей инерциальных измерений от внешних источников информации. Любые источники корректирующей информации для инерциальных систем, кроме системы воздушных сигналов, осуществляющей аэрометрические измерения, не только увеличивают объем информационных ресурсов управления, но и нарушают инвариантность к внешним помехам и/или скрытность полета. В настоящее время повышение длительности автономного автоматически управляемого полета летательного аппарата с использованием инерциально-аэрометрической системы управления достигается за счет повышения точности датчиков первичной информации. Научно-методические основы автономной коррекции ошибок измерений в информационно-управляющих системах находятся на начальной стадии развития.

Работа посвящена развитию информационных технологий, основанных на мгновенной апостериорной обработке информационного массива, формируемого в режиме пассивного накопления информации о процессе управления на заданном интервале времени нормального функционирования САУЛА. Такие технологии позволяют качественно улучшить характеристики информационных систем, реализующих счисление координат местоположения и параметров ориентации ЛА. Главный результат применения указанных технологий — автономная коррекция (самокоррекция) накапливающихся ошибок счисления пилотажных и навигационных элементов полета — скалярных компонент векторов состояния и выхода ОУ.

ИАИУС — полнофункциональная система автономного навигационного наведения ЛА. Под полной функциональностью системы будем понимать не только полноту состава формируемых ей информационных параметров полета ЛА, но и возможность обеспечения точности навигационного наведения ЛА, гарантирующей реализацию непосредственного информационного контакта с целевыми объектами ЛА в КПМ без применения внешних по отношению к системе источников информации.

Внешние источники информации необходимо использовать для определения начальных значений интегрируемых параметров полета.

Будем рассматривать ИАИУС, с базовым составом, в который в качестве информационных подсистем входят:

– БИНС с ИИБ, включающим в себя 3 ДУС и 3 ДЛУ, измерительные оси которых с точностью до технологических погрешностей соответствуют осям прямоугольного приборного трехгранника, совпадающего (с точностью до технологических погрешностей) с ССК.
– СВС с полным комплексом аэрометрических измерителей (высотно-скоростных параметров полета, параметров атмосферы и аэродинамических углов атаки и скольжения) [1].

Процесс автономного навигационного наведения включает в себя реализацию с заданной точностью:

– маршрута полета (наведение по линии пути),
– траектории движения в заданную точку пространства с произвольным или заданным направлением подлета к этой точке (терминальное наведение),
– вертикального профиля полета (вертикальное наведение),
– заданного времени прибытия в КПМ с возможным ограничением на интервал времени пролета ППМ (управление путевой скоростью полета).

Иными словами, ИАИУС функционально обеспечивает решение всего комплекса задач четырехмерной навигации — выдерживания заданного ПВГП.

ИАИУС — система максимальной автономности, поскольку в ее составе нет передатчиков и приемников электромагнитных волн. Возможности коррекции инерциальных навигационных систем в режиме наблюдения звездного неба, поверхности Земли и наземных навигационных ориентиров зависят от погодных условий. Кроме того, системы навигации по поверхностным земным навигационным полям критичны к имитирующим и маскирующим помехам. В дополнение к недостаткам пассивных систем наблюдения звездного неба и поверхностных навигационных полей Земли излучатели зондирующих сигналов, применяемые в активных автономных навигационных системах, нарушают режимы скрытности полета. Кроме отмеченных недостатков, любые программно-технические средства коррекции ИАИУС увеличивают стоимость ИУС.

Обеспечение точности ИАИУС, при которой автономное навигационное наведение ЛА реализуемо без внешних систем позиционирования и измерителей скорости, соответствует созданию ИУС, идеальной по показателям помехоустойчивости и скрытности.

При этом следует акцентировать внимание на том, что для формирования необходимых для этой системы начальных условий по позиционным координатам ЛА и скоростям их изменения, а также по начальным значениям параметров угловой ориентации ЛА и их производных, необходимо применять все располагаемые информационные ресурсы. Другими словами, целевое назначение информационных технологий, основанных на МАО, — обеспечение точности счисления параметров ориентации и навигации ЛА, при которой инерциальные и аэрометрические измерения определяют состав функционально необходимых измерений для информационного обеспечения управляемого полета ЛА до момента начала финального этапа полета, на котором необходим непосредственный информационный контакт с целевым объектом. При этом все навигационные системы, содержащие передатчики и/или приемники электромагнитного излучения, будут отнесены к резервным системам навигационного обеспечения полета.

Режим самокоррекции ИУС начинается с этапа пассивного накопления информации о штатном процессе автоматического управления ЛА. Его длительность зависит от уровня накапливающихся ошибок измерений и длительности переходного процесса системы регулирования корректируемого навигационного или пилотажного элемента полета ЛА. Уменьшение длительности интервала наблюдения позволяет упростить структуру идентифицируемых моделей возмущений и измерений. Точность вычисления интегрального критерия идентификации увеличивается с увеличением длительности наблюдения. Очевидна актуальность оптимизации длительности интервала наблюдения для контуров автопилотирования и траекторного управления. Последующая коррекция ошибок измерений может осуществляться в циклическом режиме со скользящим интервалом МАО, длительность которого соответствует выбранной длительности интервала наблюдения. При этом задача идентификации неопределенных параметров на последующем цикле самокоррекции — задача уточнения их значений, полученных на предыдущем цикле. Уровень погрешностей датчиков первичной информации ИАИУС ограничен условием нахождения фазовой траектории (вектора ограниченных параметров полета) ЛА в области допустимых траекторий на интервале пассивного накопления информации для самокоррекции системы.

Главная цель применения СкИАИУС — снижение требований по точности датчиков ИИБ по отношению к требованиям, обеспечивающим заданную точность навигационного наведения без режима самокоррекции.

Основные классификационные признаки БИНС связаны с точностью параметров ориентации и навигации в автономном режиме работы, а также с максимальным временем автономной работы [2]. Главный показатель, определяющий принадлежность БИНС к высокому, среднему или низкому классу точности — темп накопления ошибки по позиционным координатам. Этот показатель стандартизован только для БИНС на лазерных гироскопах в соответствии с ГОСТ РВ 52 339–2005 [3]. Максимальные координатные уходы за один час автономной работы для БИНС 1-го класса точности составляют 0,9 км, 2-го класса — 1,85 км (одну морскую милю), 3-го класса — 3,7 км (две морские мили). Уровень максимальной погрешности соответствует удвоенному среднеквадратическому отклонению ($\pm 2\sigma$) .

В [2] и [4] представлены предельные скорости координатных уходов для БИНС высокой средней и низкой точности. Они составляют соответственно 0,5, 1 и 10 м/с. В соответствии с этой градацией, системы высокой и средней точности это системы 2-го и 3-го класса по ГОСТ РВ 52339–2005. Недостаток данной классификации — слишком широкий диапазон ошибок для систем низкой точности. В [5] представлена классификация с расширенным диапазоном допустимых скоростей накопления погрешностей для систем средней точности (от 1,85 км/ч до 5,5 км/ч), а системы низкой точности с темпом накопления ошибок от 5,5 км/ч до 37 км/ч исключены из состава систем навигационного применения. Следует отметить, что исключать навигационное применение систем, имеющих скорость координатных уходов, которая соответствует указанному для систем низкой точности диапазону, нецелесообразно. Эти БИНС применяются в составе малогабаритных интегрированных систем навигации. Важно определить границы точности, в которых допустимо автономное применение БИНС. Очевидно, БИНС автономного применения с максимальной скоростью накопления ошибок относятся к системам малого времени работы. Границы разделения классов БИНС по времени автономной работы (системы малого, среднего и продолжительного времени работы) имеют высокую степень неопределенности [2]. Показатель времени автономной работы определяется темпом накопления ошибок и требованием по точности режима автономной навигации.

Из результатов анализа существующих разработок БИНС следует, что диапазон ограничения автономного времени работы БИНС низкой точности целесообразно принять равным 3–5 минут, поскольку для этого диапазона регламентируются показатели точности БИНС из состава интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы при отсутствии коррекции от СРНС.

Накапливаемая за это время координатная погрешность приблизительно соответствует максимальному координатному уходу за час системы 1-го класса по ГОСТ РВ 52339–2005. По аналогии, максимальное время автономного функционирования систем средней точности может быть принято равным приблизительно 15-ти минутам. Верхняя граница скорости координатных уходов для БИНС низкой точности (2σ) принята равной 10 км/ч.

Техническая эффективность коррекции БИНС, в том числе и самокоррекции, может оцениваться по классу точности, пригодной для автономного применения БИНС. Как следует из вышеизложенного, классы точности БИНС определяются на основе интегральных показателей, в том числе по времени автономной работы. Для оценки технической эффективности коррекции БИНС следует также указывать диапазоны погрешностей определения скорости и курса, построения вертикали, а также погрешностей датчиков первичной информации. Кроме того, информативными параметрами для этой задачи являются массогабаритные характеристики БИНС. Все перечисленные характеристики представлены в спецификациях изделий. Классификация БИНС для воздушной навигации с учетом данных работы [6] представлена в таблице 1.

Таблица 1. Классификация БИНС для воздушной навигации

Виды БИНС по уровню точности	Класс точности (ГОСТ РВ 52 339–2005)	Максимальные погрешности (2σ)						Масса изделия, кг
		координат, км/час	путевой скорости, м/с	истинного курса, °	построения вертикали (крен, тангаж), °	ДУС °/час	ДЛУ	
Высокой точности	1	0,9	0,5	0,1	0,03	0,002	$3\times10^{-5}g$	20–25
	2	1,85	1	0,2	0,05	0,008	$10^{-4}g$	15–20
Средней точности	3	3,7	2	0,4	0,1	0,015	$2\times10^{-4}g$	7–15
Низкой точности	–	10	5	2	1	0,1	$10^{-3}g$	0,35–3,4
Микрогабаритные неавтономные	–	37	–	–	–	10	$7{,}5\times10^{-3}g$	<0,2

Применение алгоритмических методов самокоррекции БИНС позволяет заменить интегрированную навигационную систему (БИНС + СРНС) полностью автономной малогабаритной БИНС на грубых датчиках первичной информации, применяемых в БИНС низкой и средней точности. Исключение необходимости применения коррекции БИНС от СРНС обеспечивает повышение помехоустойчивости навигационного комплекса. Исключение необходимости применения БИНС высокой точности, согласно данным, представленным в табл. 1, обеспечивает уменьшение массогабаритных характеристик БИНС и ее стоимости, которая приближенно обратно пропорциональна максимальным погрешностям элементов ИИБ.

Точность БИНС с самокоррекцией ошибок измерений ограничивается точностью инициализации системы — точностью начальных условий по интегрируемым переменным. Поэтому для инициализации БИНС следует использовать высокоточные информационные ресурсы, в том числе внешние по отношению к бортовому комплексу управления.

На настоящем этапе теория МАО требует развития в следующих направлениях:

- математическая теория, определяющая условия разрешимости задач идентификации неопределенных параметров воздействий на ОУ (возмущений) и инструментальных ошибок измерений в цепях обратных связей САУ;
- методы построения моделей процесса управления, настраиваемых в режиме МАО;
- комплексное решение задачи построения моделей и измерений;
- методы декомпозиции и агрегирования задачи идентификации;
- оптимизация методов настройки моделей управляемых процессов для автономной коррекции САУ.

2. Анализ методов оценивания координат состояния объекта управления

При синтезе систем управления обычно приходится решать задачи оценивания (восстановления) вектора состояния динамических систем $\mathbf{x}(t) \in R^n$ с использованием m-мерных зашумленных измерений, которые можно представить в виде вектора $\mathbf{z}(t) = \Phi(\mathbf{x}(t), \boldsymbol{\theta}) + \boldsymbol{\varepsilon}(t)$, где $\boldsymbol{\Phi}$ — известная в общем случае нелинейная вектор-функция своих аргументов, $\boldsymbol{\theta}$ — вектор неизвестных параметров $\boldsymbol{\varepsilon} \in R^m$ — погрешности измерения.

В рамках детерминированного подхода для алгоритмов оценивания обычно используется термин наблюдатель, а в рамках статистического подхода — фильтр или устройство оценивания.

Главная цель использования наблюдателей — реализация возможности восстановления недоступных для измерения переменных состояния ОУ, что позволяет исключить установку дополнительных датчиков и может способствовать улучшению эксплуатационных и стоимостных характеристик САУ. Функциональная схема САУ с динамическим наблюдателем состояния ДНС на базе явной математической модели ОУ представлена на рис. 1.

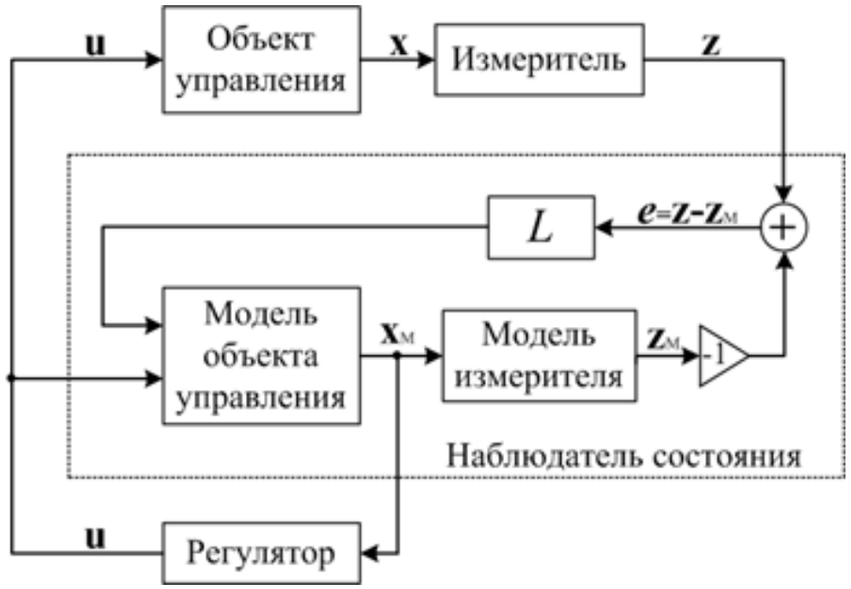

Рис. 1. Функциональная схема САУ с наблюдателем состояния ОУ

На рис. 1: $\mathbf{x}_М$, $\mathbf{z}_М$ — векторы состояния и измеряемого выхода модели ОУ; L − матрица корректирующих коэффициентов. Структура наблюдателя состояния полного порядка соответствует структуре ФК. Это позволяет осуществить фильтрацию (в том числе и оптимальную) выходных переменных при наличии шумов в каналах измерения, выбрав оптимальным образом корректирующие воздействия наблюдателя [7]. Здесь речь может идти только о фильтрации воздействий на измерения, у которых полоса частот отличается от полосы частот полезного сигнала. Компенсация погрешностей измерений в полосе частот полезного сигнала с использованием ФК требует дополнительных измерений и соответствующего повышения размерности оцениваемого вектора состояния.

Задача оценивания состояния ОУ решается, как правило, в условиях параметрической неопределенности модели движения, входных воздействий и ошибок измерений выхода ОУ. Для оценивания состояния ОУ реализуется идентификация неопределенных параметров процесса возмущенного движения ОУ и измерения его вектора выхода. Полученная в результате идентификации оценка возмущающего воздействия на ОУ используется для компенсации этого воздействия. В качестве базовой структуры САУ с СИ принята САУ с настраиваемой моделью [8], функциональная схема которой представлена на рис. 2. Настраиваемая модель ОУ включает в себя, в соответствии с принципом внутренней модели в задачах компенсации и слежения [9], модель возмущающего воздействия.

По способу обработки измерительной информации методы идентификации подразделяются на оперативные и ретроспективные. При ***оперативной идентификации*** обеспечивается текущее отслеживание меняющихся характеристик объекта. На основе рекуррентных алгоритмов, реализуемых в темпе, близком к скорости протекания процесса, оценки параметров моделей уточняются в реальном времени на каждом шаге поступления новых измерений [10]. При ***ретроспективной идентификации*** собирается весь массив данных, оценки характеристик или параметров получаются после обработки этого массива [10].

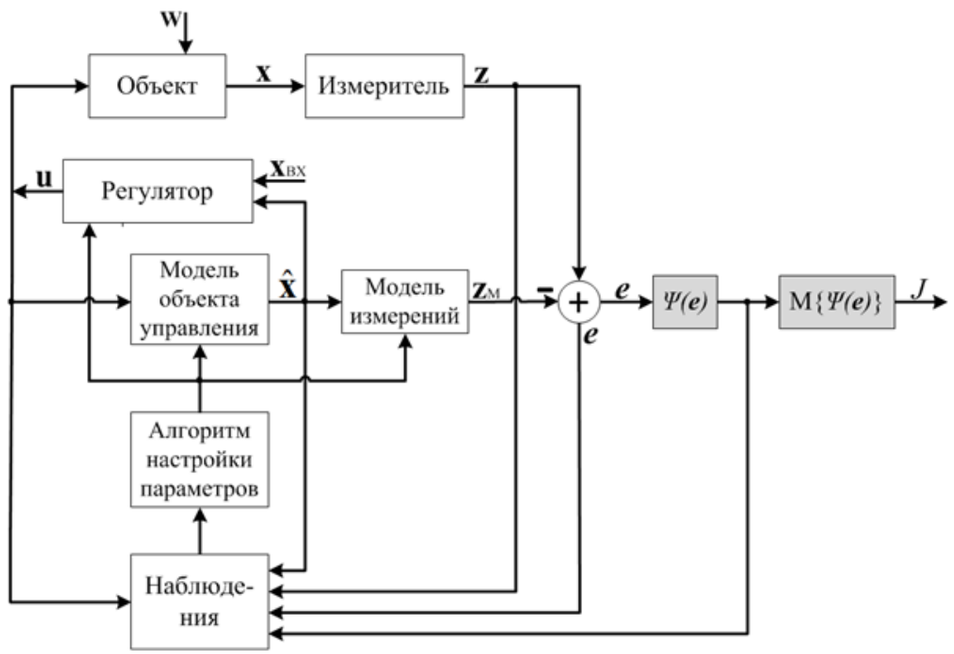

Рис. 2. Функциональная схема САУ с настраиваемой моделью

В представленной на рис. 2 схеме САУ предполагается идентификация в замкнутом контуре — оперативная идентификация в режиме нормального функционирования объекта.

На рис. 2 приняты следующие обозначения: $\mathbf{w}$ — вектор возмущения, $\hat{\mathbf{x}}$ — оценка вектора состояния ОУ, $\Psi(e)$ — функция потерь, M — символ математического ожидания, J — критерий качества идентификации. Рассматривается вариант полнокомпонентного мгновенного измерения, который характеризуется равной размерностью векторов состояния и выхода ОУ: $\mathbf{x}\in R^n, \mathbf{z}\in R^n$ [11]. На рис. 1 и 2 вектор $\mathbf{z}$ обозначает измеренный выход ОУ. $\mathbf{z}=h(\mathbf{x},\boldsymbol{\eta})$, где h — функция наблюдения, $\boldsymbol{\eta}$ — вектор неопределенных параметров ошибок измерений.

Возможность получения пригодной для последующего использования модели ОУ в режиме оперативной идентификации пассивными методами по данным, полученным в процессе рабочего функционирования ОУ, определяется размерностью вектора неопределенных параметров и темпом их изменения. Поэтому требуется изучение условий сходимости оценок. По существу, в структуре САУ образуется новый контур — контур адаптации, который может оказаться причиной неустойчивой работы системы [12].

В [13] показывается практическая невозможность применения адаптивных систем управления с текущей идентификацией объекта. Отмечается системная противоречивость решения задач пассивной оперативной идентификации объекта и оптимизации настройки регулятора. Решение рассматриваемой в данной работе проблемы усложняется необходимостью идентификации модели ошибок измерений.

В данной работе не рассматривается проблема обеспечения робастности регулятора за счет идентификации параметров ОУ и неизмеряемых возмущений, действующих на ОУ. Будем исходить из того, что изменяющиеся динамические свойства ОУ доступны контролю по измеряемым внешним факторам и известно, как должен настраиваться регулятор в зависимости от параметров объекта. Тогда можно использовать прямой метод настройки или адаптацию по разомкнутому контуру. Такой подход применим для управления ЛА, который оснащен СВС, поскольку объем аэрометрической информации, предоставляемой СВС, и ее точность обычно достаточны для перенастройки параметров регуляторов САУЛА.

При оперативной идентификации текущее отслеживание меняющихся характеристик ОУ может быть обеспечено только по завершении переходного режима в СИ. Пока этот процесс не завершен, реализация обратной связи по состоянию ОУ с использованием оценки $\hat{\mathbf{x}}$ и соответствующая корректировка параметров регулятора некорректны.

Если задача обеспечения робастности регуляторов САУЛА решена за счет прямого метода их настройки по информации, формируемой СВС, применение СИ может быть направлено только на реализацию компенсации ошибок измерений. При этом все проблемы, связанные с ограниченностью темпа сходимости процесса идентификации, сохраняются.

На рис. 3 представлена функциональная схема САУ при использовании прямого метода настройки параметров регулятора.

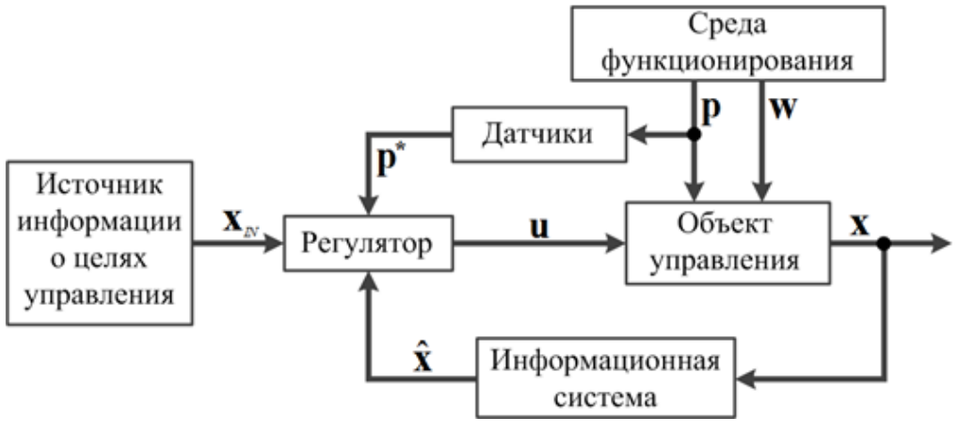

Рис. 3. Функциональная схема САУ с прямой настройкой регулятора

На рис. 3 $\boldsymbol{\lambda}$, $\hat{\boldsymbol{\lambda}}$ — вектор параметров среды функционирования ОУ и его оценка, $\mathbf{x}_{\text{IN}}$ — вектор входа, определяющий заданное состояние ОУ.

Структурная схема системы параметрической идентификации ПУ в режиме МАО представлена на рис. 4. По существу, представлена обобщенная структура динамического наблюдателя состояния нелинейного объекта управления, реализующего ретроспективный метод оценивания по завершении интервала наблюдения управляемого режима нормального функционирования ОУ. Режимы нормального функционирования ЛА включают в себя все режимы полета, кроме критических, стартовых и финишных режимов. Условия, в которых предполагается реализация данной схемы:

1) решена задача подавления высокочастотного шума измерений входа и выхода ОУ, которая, как правило, может решаться независимо от задач идентификации ОУ и синтеза закона управления;

2) по отношению к возмущающему воздействию на ОУ, как и по отношению к входному сигналу, САУ представляет собой фильтр нижних частот. За счет этого подавляется высокочастотная составляющая возмущения и ее можно не учитывать в рабочей модели САУ.

Массив данных, сформированный на интервале наблюдения, хранится в памяти регистратора в виде временных последовательностей векторных переменных. На рис. 4 приняты следующие обозначения элементов накопленного массива данных: $\hat{\boldsymbol{\lambda}}_{L1}$ — элемент последовательности оценок вектора состояния среды функционирования ОУ; $\mathbf{u}_{L2}$ — элемент последовательности вектора управления как точно измеряемого вектора выхода регулятора; $\mathbf{z}_{L3}$ — элемент последовательности измеренного вектора выхода ОУ; $L1$, $L2$ и $L3$ — индексы цифровых массивов данных зарегистрированных переменных, которые соответствуют их значениям в узлах интерполяции. Алгоритм интерполяции преобразует значения переменных в узлах интерполяции в значения этих переменных для произвольного момента модельного времени τ. Каждый момент модельного («сжатого») времени соответствует моменту реального времени t на интервале наблюдения.

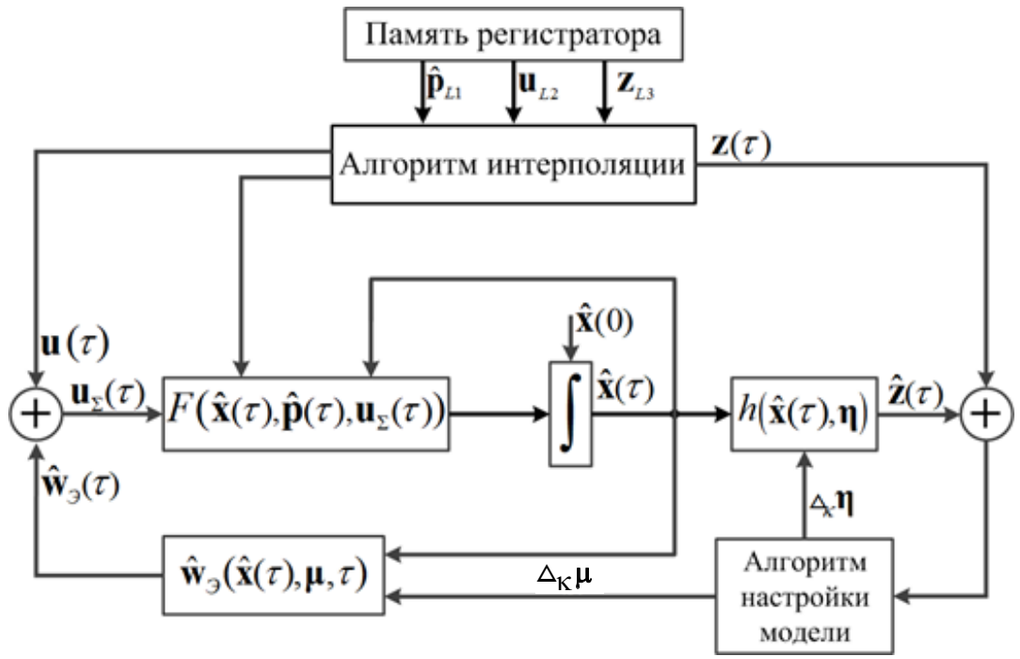

Рис. 4. Структура системы идентификации неопределенных параметров процесса управления в режиме МАО

Оператор ОУ имеет вид: $\dfrac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}\left(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}, \mathbf{u} + \mathbf{w}_{\text{Э}}\right)$, где $\mathbf{w}_{\text{Э}}$ — вектор эквивалентного возмущения. Возмущающий вход модели ОУ приведен к управляющему входу, что позволяет применить единую модель возмущений для воздействий различной физической природы.

Префиксом Δ_K обозначены сигналы коррекции соответствующих настраиваемых векторов в цикле поиска их оптимальных значений, соответствующих экстремуму функционала идентификации. Оптимальным оценкам реализаций случайных векторов η и μ соответствует минимальное расстояние в функциональном пространстве между двумя векторными функциями, отображающими реальный и моделируемый выход управляемой системы: $r\left(\mathbf{z}(\tau),\hat{\mathbf{z}}(\tau)\right)=\|\mathbf{z}(\tau)-\hat{\mathbf{z}}(\tau)\|\to\min$, где $\|\mathbf{z}(\tau)-\hat{\mathbf{z}}(\tau)\|$ — норма разности сравниваемых реализаций векторных функций на каждом шаге поиска. Идеальный результат идентификации соответствует равенству $r\left(\mathbf{z}(\tau),\hat{\mathbf{z}}(\tau)\right)=0$.

Процесс оптимизации оценивания вектора состояния ОУ с использованием системы, представленной на рис. 4, распространяется на весь интервал наблюдения, хотя, с практической точки зрения, актуальна для повышения точности реализации процесса управления только оценка в конечной точке интервала наблюдения. Но полученные в результате первичной реализации режима МАО оценки факторов неопределенности ПУ позволяют далее обеспечить сходимость процесса рекурсивного оценивания состояния ОУ, инвариантного к погрешностям измерений.

3. Имитационный метод оценивания состояния ОУ

Сущность предлагаемого подхода к решению рассматриваемой проблемы заключается в применении ИМО. ИМО – оценивание вектора состояния ОУ в результате моделирования ПУ с использованием детерминированной модели.

Рассмотрим вариант построения САУ с полнокомпонентным мгновенным измерением. При полной априорной информации об условиях реализации процесса управления воздействие среды представимо детерминированной функцией состояния ОУ вида $\mathbf{w}=\mathbf{f}_{\mathbf{w}}(\mathbf{x})$. В этом случае эволюция ОУ отображается уравнением вида $\frac{d\mathbf{x}}{dt}=\mathbf{f}^*(\mathbf{x},\mathbf{u})$, где $\mathbf{f}^*$ — векторная функция, непрерывная и непрерывно дифференцируемая по совокупности переменных, удовлетворяющая условиям существования и единственности решения задачи Коши.

В этих условиях обратная связь по состоянию (выходу) ОУ может быть заменена обратной связью по состоянию (выходу) его модели, как показано на рис. 5. На рис. 5 индексом «*M*» обозначены переменные имитационной модели ОУ, $\mathbf{e}_X$ – векторный сигнал рассогласования, $\dot{\mathbf{x}}_M=\frac{d\mathbf{x}_M}{dt}$.

Рис. 5 раскрывает суть ИМО применительно к идеализированным условиям реализации процесса управления. Главное преимущество ИМО — независимость оценки вектора состояния ОУ $\hat{\mathbf{x}}=\mathbf{x}_M$ от погрешностей датчиков. При полной априорной информации о структуре, параметрах ОУ и возмущающих воздействиях на ОУ реализация САУ, замкнутой по состоянию ОУ, не требует датчиков (измерительных преобразователей) в цепи обратной связи.

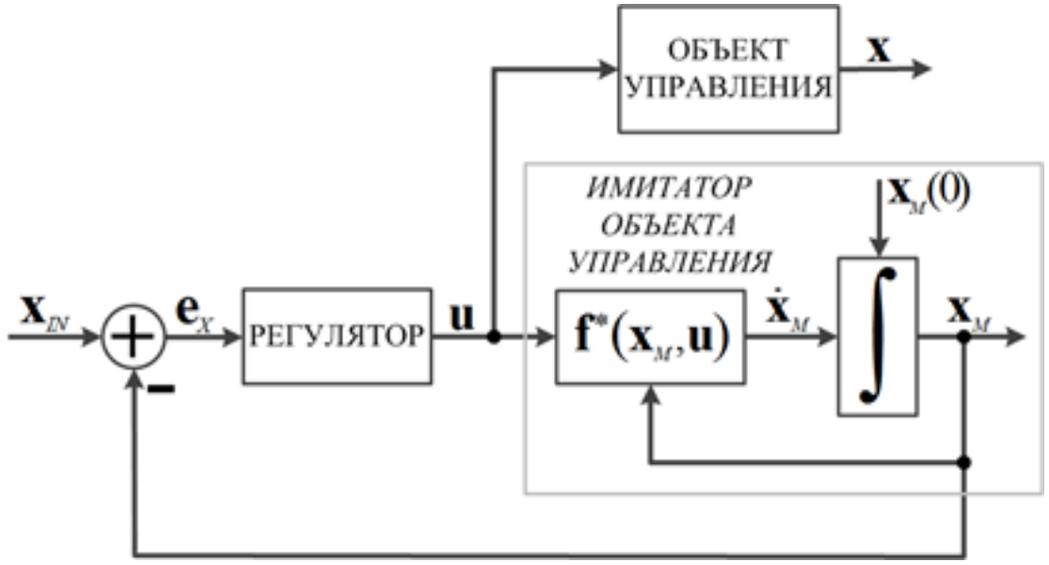

Рис. 5. Функциональная блок-схема САУ с имитатором ОУ

Применимость ИМО в реальных условиях эксплуатации САУ обеспечивается за счет идентификации факторов неопределенности ПУ в режиме МАО по результатам наблюдения уже реализованного на некотором интервале времени процесса управления. Результат указанного идентификационного процесса — формирование детерминированной модели ОУ для реализации ИМО.

4. Принципы формирования и обработки информации в ИАИУС

Информационно-алгоритмическая блок-схема ИАИУС в режиме нормального функционирования ОУ представлена на рис. 6.

Рис. 6. Информационно-алгоритмическая блок-схема ИАИУС в режиме нормального функционирования

БИНС — информационное ядро ИАИУС. Она обеспечивает реализацию регулирующих связей для навигационного наведения ЛА по ЛЗП и автопилотирования. Выдерживание заданного профиля полета обеспечивается бароинерциальной системой оценивания абсолютной или относительной высоты полета.

Предполагается реализация системы автопилотирования, включающей в себя:

– контуры стабилизации перегрузки по осям Y и Z ССК по ГОСТ 20058-80 с внутренними контурами демпфирования — регуляторами измеряемых компонент абсолютной угловой скорости по осям Z и Y (ω_Y и ω_Z);

– контур стабилизации модуля путевой или воздушной скорости с внутренним контуром стабилизации продольной перегрузки;

– контур стабилизации крена с внутренним контуром регулирования скорости вращения вокруг продольной оси ω_X.

Достоинство представленного выше состава контуров стабилизации, реализуемых автопилотом, заключается в том, что оси чувствительности датчиков, измеряющих регулируемые параметры движения, соответствуют направлениям управляющих сил и моментов, развиваемых аэродинамическими органами управления и автоматом тяги двигателя.

Исключение составляет контур стабилизации вычисляемого БИНС угла крена γ производная которого определяется формулой:

$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_X - tg\vartheta\left(\omega_Y \cos\gamma - \omega_Z \sin\gamma\right)$, где $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ — проекции вектора абсолютной угловой скорости ЛА на оси ССК, измеряемые ИИБ БИНС; ϑ — угол тангажа ЛА, вычисляемый БИНС. Из этой формулы следует, что методическая ошибка оценивания $\frac{d\gamma}{dt}$ величиной ω_X аддитивна и может корректироваться соответствующей составляющей задающего воздействия.

Выходные параметры СВС из состава рабочей информации, функционально необходимой для режимов нормального функционирования:

- истинная и индикаторная (приборная) воздушные скорости, $V_{\text{В}}$ и $V_{\text{ПР}}$;
- число Маха M;
- абсолютная и относительная барометрическая высота H и $\tilde{H}$;
- углы натекания потока (атаки и скольжения) α и β;
- температура атмосферного воздуха на высоте полета T_H;
- температура заторможенного потока T^*;
- давление атмосферного воздуха на высоте полета p_H;
- полное давление p_H^*;
- динамическое давление набегающего потока (скоростной напор) q;
- плотность воздуха на высоте полета ρ_H;

- кинематическая вязкость воздуха ν в виде функциональной зависимости измеряемых (вычисляемых) переменных, таких как H, T_H, p_H, обеспечивает вычисление числа Рейнольдса $\mathrm{Re} = \frac{V_{\text{В}} D}{\nu}$, где D — характерный размер ЛА.

Функциональные связи между измеряемыми параметрами, соответствующие физическим законам, используются для оптимизации оценок состояния атмосферы.

Состав задач управления полетом, решаемых с применением СВС:

- коррекция вертикального канала БИНС с целью выдерживания заданного профиля полета ЛА;
- реализация режима регулирования истинной воздушной скорости;
- настройка параметров автопилота и контуров управления положением аэродинамических рулевых органов;
- курсо-воздушное счисление пути как резервный вариант определения местоположения ЛА;
- исключение критических режимов полета ЛА.

Последняя задача особенно важна, поскольку непосредственно влияет на безопасность и вероятность достижения цели полета. Она решается автоматами ограничения предельных параметров. СВС информационно обеспечивает:

– выдерживание допустимого диапазона аэродинамических углов α и β за счет реализации функциональных ограничений заданных поперечных перегрузок ЛА;

– выдерживание допустимого диапазона приборной скорости полета $V_{\text{ПР}}$.

5. Методические основы синтеза ИАИУС с компенсацией ошибок измерений

Применяемая методология синтеза соответствует наиболее важному в практическом отношении направлению развития физической теории управления: «Теория и интегральная технология создания систем управления с максимальным использованием физических моделей, критериев и переменных» [14]. Интегральная технология проектирования ИАИУС — интеграция методов ТАУ и теоретической механики. Основной признак указанной интегральной технологии — совместное решение задач синтеза алгоритма навигационных определений и закона управления.

5.1. Математическая модель движения ЛА для имитационного оценивания состояния ОУ

Создание СкИАИУС требует существенного развития экспериментально-теоретических методов разработки ММ движения ЛА с целью повышения точности описания физических законов полета конкретного изделия. При этом повышается роль научно-инженерного сопровождения ММ в течение всего жизненного цикла ЛА. Электронные ММ полета должны стать объектом архивирования и паспортизации. Электронный банк данных ММ должен пополняться при необходимости корректировки модели для конкретного эксплуатационного режима ЛА. Расширение задач совершенствования ТТХ требует качественного повышения точности имитации управляемого движения ЛА в процессе эксплуатации по отношению к точности моделей, применяемых для динамической оптимизации САУЛА. Методология создания ММ движения ЛА изложена в [15].

Основные теоремы динамики твердого тела определяют математические описания законов поступательного и сферического движений ЛА для инерциальной системы отсчета:

$$d\mathbf{Q} / dt = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}, \quad d\mathbf{K} / dt = \mathbf{M}. \tag{1}$$

$\mathbf{Q} = m(t)\mathbf{V}$ — импульс ЛА, где: m — масса ЛА, $\mathbf{V}$ — вектор скорости ЦМ ЛА.

$\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_{pp}$ — момент импульса (кинетический момент) ЛА относительно ЦМ, где: $\mathbf{J}$ – тензор инерции ЛА, $\boldsymbol{\omega} = [\omega_X, \omega_Y, \omega_Z]$ — вектор угловой скорости вращения ЛА, $\mathbf{K}_{pp}$ — суммарный кинетический момент вращающихся элементов силовой установки ЛА.

Преобразование векторных уравнений в скалярную форму осуществляется в данной работе с использованием ССК. Составляющие результирующей силы в ССК имеют наименования: по оси $0X$ — продольная сила, по оси $0Y$ — нормальная сила, по оси $0Z$ — поперечная сила. Составляющие результирующего момента в ССК имеют наименования: по оси $0X$ — момент крена, по оси $0Y$ — момент рыскания, по оси $0Z$ — момент тангажа [16].

Правые части уравнений (1):

$\mathbf{\Phi} = [\Phi_X, \Phi_Y, \Phi_Z]$ — главный вектор активных внешних сил;

$\mathbf{G} = [G_X, G_Y, G_Z]$ — вектор гравитационной силы.

$G_X = -G\sin\upsilon$, $G_Y = -G\cos\upsilon\cos\gamma$, $G_Z = G\cos\upsilon\sin\gamma$. Здесь G – модуль гравитационной силы, υ, γ – углы тангажа и крена ЛА соответственно.

$\mathbf{M} = [M_X, M_Y, M_Z]$ — главный момент внешних сил относительно ЦМ.

Для равенств (1) обычно применяют термины: «уравнение сил» и «уравнение моментов сил».

$$\mathbf{\Phi} = \mathbf{P} + \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_\delta, \tag{2}$$

$\mathbf{P} = \left[P_X, P_Y, P_Z\right]$ — сила тяги ДУ, главная компонента которой — реактивная сила, определяемая уравнением Мещерского [17], а вторая компонента определяется избыточным давлением газов на срезе сопла реактивного двигателя; при расчетной ориентации тяги (вектор тяги параллелен оси OX ССК) $P_X = P$, $P_Y = 0$, $P_Z = 0$, где P — модуль вектора тяги. Ненулевые значения P_Y и/или P_Z обусловлены «перекосом» тяги. Компоненты вектора тяги при его нерасчетной ориентации определим соотношениями:

$$P_X = P\left(1 - 0{,}5\chi_Y^2\right)\left(1 - 0{,}5\chi_Z^2\right), \quad P_Y = \chi_Y P, \quad P_Z = \chi_Z P, \tag{2а}$$

где χ_Y, χ_Z — малые параметры, определяющие отклонение тяги от расчетного направления, которые подлежат идентификации в режиме МАО.

$\mathbf{F}_A = \left[F_{AX}, F_{AY}, F_{AZ}\right]$ — вектор аэродинамической силы, обусловленный движением ЛА относительно воздушной среды, при нулевых отклонениях аэродинамических рулевых органов. Компоненты $\mathbf{F}_A$: продольная, нормальная и поперечная силы, соответственно.

$$F_{AX} = c_X(M, \mathrm{Re}, \alpha, \beta)qS, \quad F_{AY} = c_Y(M, \mathrm{Re}, \alpha)qS, \quad F_{AX} = c_Z(M, \mathrm{Re}, \beta)qS, \tag{2б}$$

где c_X, c_Y, c_Z — коэффициенты продольной, нормальной и поперечной сил, соответственно; S — площадь характерного сечения корпуса ЛА.

$\mathbf{F}_\delta = \left[F_{\delta X}, F_{\delta Y}, F_{\delta Z}\right]$ — вектор аэродинамической силы, создаваемой аэродинамическими рулевыми органами. Здесь $F_{\delta X}$ — дополнительная продольная сила, обусловленная возрастанием аэродинамического сопротивления ЛА при отклонениях элеронов $\delta_э$, рулей высоты $\delta_в$ и направления $\delta_н$; $F_{\delta Y}$, $F_{\delta Z}$ — рулевые составляющие нормальной и поперечной сил, обусловленные отклонением рулей высоты и направления соответственно.

Дополнительную составляющую продольной аэродинамической силы определим соотношением

$$F_{\delta X} = \bar{\Delta}(\delta_э, \delta_в, \delta_н)F_{AX}, \tag{2в}$$

где $\bar{\Delta}(\delta_э, \delta_в, \delta_н)$ — относительное приращение продольной аэродинамической силы за счет отклонения рулевых органов.

$$F_{\delta Y} = C_{го}^{\delta_в}\left(M, \mathrm{Re}\right)\delta_в S_{го} k_{го} n_в q, \quad F_{\delta Z} = C_{во}^{\delta_н}\left(M, \mathrm{Re}\right)\delta_н S_{во} k_{во} n_н q, \tag{2г}$$

где $C_{го}^{\delta_в} = \dfrac{\partial C_{го}}{\partial \delta_в}$, $C_{во}^{\delta_н} = \dfrac{\partial C_{во}}{\partial \delta_н}$ — частные производные коэффициента нормальной силы горизонтального оперения по углу отклонения руля высоты и коэффициента поперечной силы вертикального оперения по углу отклонения руля направления;

$k_{го}$, $k_{во}$ — коэффициенты торможения потока в области горизонтального и вертикального оперения соответственно;

$n_в = \sqrt{\dfrac{S_в}{S_{го}}}$, $n_н = \sqrt{\dfrac{S_н}{S_{во}}}$. Здесь $S_в$, $S_н$ — площадь руля высоты и направления соответственно; $S_{го}$, $S_{во}$ — площадь горизонтального и вертикального оперения соответственно;

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_R + \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_Д + \mathbf{M}_\delta. \tag{3}$$

$\mathbf{M}_A = \left[M_{AX}, M_{AY}, M_{AZ}\right]$ — момент силы тяги, обусловленный ее эксцентриситетом относительно центра масс, на оси связанной системы координат;

$$M_{RX} = \ell_Z P_Y + \ell_Y P_Z, \quad M_{RY} = \ell_Z P_X, \quad M_{RZ} = \ell_Y P_X, \tag{3а}$$

где ℓ_Y и ℓ_Z — компоненты смещения от продольной оси ЛА составляющей тяги, коллинеарной указанной оси, которые подлежат идентификации в режиме МАО. $\mathbf{M}_A = \left[M_{AX}, M_{AY}, M_{AZ}\right]$ — момент аэродинамических сил, зависящий от положения продольной оси ЛА относительно вектора воздушной скорости (углов атаки α и скольжения β).

$$M_{AX} = m_X\left(M, \mathrm{Re}, \alpha, \beta\right)qSl, \; M_{AY} = m_Y\left(M, \mathrm{Re}, \beta\right)qSl, \; M_{AZ} = m_Z\left(M, \mathrm{Re}, \alpha\right)qSl, \tag{3б}$$

где m_X, m_Y, m_Z — коэффициенты аэродинамических моментов ЛА при нулевых отклонениях рулевых органов, l — характерный размер конструкции ЛА.

$\mathbf{M}_Д = \left[M_{ДX}, M_{ДY}, M_{ДZ}\right]$ — демпфирующий аэродинамический момент.

$$M_{ДX} = m_X^{\bar{\omega}_X}\omega_X qS\frac{l^2}{V_В}, \quad M_{ДY} = m_Y^{\bar{\omega}_Y}\omega_Y qS\frac{l^2}{V_В}, \quad M_{ДZ} = m_Z^{\bar{\omega}_Z}\omega_Z qS\frac{l^2}{V_В}, \tag{3в}$$

где $\bar{\omega}_X = \dfrac{\omega_X l}{V_В}$, $\bar{\omega}_Y = \dfrac{\omega_Y l}{V_В}$ $\bar{\omega}_Z = \dfrac{\omega_Z l}{V_В}$.

$\mathbf{M}_{\delta} = \left[M_{\delta X}, M_{\delta Y}, M_{\delta Z}\right]$ — момент, создаваемый рулевыми органами.

$$M_{\delta X} = m_X^{\delta_Э}\left(M,\alpha\right)qSl, \quad M_{\delta Y} = F_{\delta Z} l_{во}, \quad M_{\delta Z} = F_{\delta Z} l_{го}, \tag{3г}$$

где $m_X^{\delta_Э}$ — коэффициент эффективности элеронов; $l_{во}$, $l_{го}$ — плечи вертикального и горизонтального оперения, равные длинам проекций на продольную ось ЛА отрезков, соединяющих центр масс ЛА и центры давления вертикального и горизонтального оперения.

Уравнение сил представим в виде:

$$m(t)\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}. \tag{4}$$

Используя оператор локальной производной $\frac{\tilde{d}}{dt}$, уравнение (4) для вращающейся системы отсчета представим в виде:

$$m(t)\left(\frac{\tilde{d}\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{V}\right) = \mathbf{\Phi} + \mathbf{G}, \tag{5}$$

а исходное уравнение моментов (1) в виде [18]:

$$\mathbf{J}\frac{\tilde{d}\boldsymbol{\omega}}{dt} + \boldsymbol{\omega}\times\left(\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}pp\right) = \mathbf{M}, \tag{6}$$

Для получения скалярных уравнений, соответствующих (5) и (6), применяется ССК XYZ с началом в ЦМ ЛА. Для изложения новой системной методологии целесообразно использовать достаточно точные, но минимально громоздкие модели движения ЛА. Поэтому на данном этапе целесообразно рассматривать осесимметричный ЛА, у которого расчетное направление тяги соответствует направлению оси OX ССК, оси которой соответствуют главным осям инерции ЛА. Тензор инерции при этом — диагональная матрица $\mathbf{J} = diag\left\{J_X, J_Y, J_Z\right\}$, ненулевые элементы которой суть главные моменты инерции, совпадающие с осевыми моментами инерции относительно главных осей. Уравнения (5) и (6) в компонентной форме соответствуют системам уравнений (7) и (8).

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{dV_X}{dt} + \omega_Y V_Z - \omega_Z V_Y = a_X + g_X,\\
&\frac{dV_Y}{dt} + \omega_Z V_X - \omega_X V_Z = a_Y + g_Y,\\
&\frac{dV_Z}{dt} + \omega_X V_Y - \omega_Y V_X = a_Z + g_Z.
\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d\omega_X}{dt} + \frac{(J_Z - J_Y)}{J_X}\omega_Z\omega_Y = \varepsilon_X,\\
&\frac{d\omega_Y}{dt} + \frac{(J_X - J_Z)}{J_Y}\omega_X\omega_Z + \omega_Z\frac{K_{PP}}{J_Y} = \varepsilon_Y,\\
&\frac{d\omega_Z}{dt} + \frac{(J_Y - J_X)}{J_Z}\omega_Y\omega_X - \omega_Y\frac{K_{PP}}{J_Z} = \varepsilon_Z.
\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

Локальная производная вектора учитывает его изменения при фиксированном положении подвижной системы отсчета. Поэтому знаки локальной производной для ее проекций на оси подвижной системы опускаются [19]. В уравнения (7) и (8) входят только кинематические параметры движения.

$\mathbf{a} = \left(\mathbf{P} + \mathbf{F_A} + \mathbf{F_\delta}\right)/m(t) = \left[a_X, a_Y, a_Z\right]$ — вектор кажущегося ускорения; $\mathbf{g} = \mathbf{G}/m(t) = \left[-g\sin\upsilon, -g\cos\upsilon\cos\gamma, g\cos\upsilon\sin\gamma\right]$ — вектор гравитационного ускорения, где $g = G/m(t)$; $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M} = \left[\varepsilon_X, \varepsilon_Y, \varepsilon_Z\right]$ — вектор абсолютного углового ускорения. $\varepsilon_X = J_X^{-1}\mathrm{M}_X$, $\varepsilon_Y = J_Y^{-1}\mathrm{M}_Y$, $\varepsilon_Z = J_Z^{-1}\mathrm{M}_Z$.

Измерение составляющих кажущегося ускорения **a** необходимо для реализации счисления координат и компонент скорости ЛА. Измерение составляющих вектора абсолютного углового ускорения **ε**, при наличии измерителей составляющих вектора абсолютной угловой скорости **ω**, не является функционально необходимым для счисления параметров ориентации и навигации ЛА. Избыточное для задач, решаемых БИНС, измерение компонент **ε** открывает дополнительные возможности для динамической оптимизации системы автопилотирования, а также, как будет показано ниже, для идентификации модели движения ЛА.

Уравнения (5) и (6) с использованием матричного эквивалента векторного произведения преобразуются к виду (9) и (10) соответственно.

В системы уравнений (9) и (10) входит кососимметрическая матрица $\left[\boldsymbol{\omega}\times\right]$, связанная с порождающим ее вектором правилом Леви-Чивиты [20]:

$$\left[\boldsymbol{\omega}\times\right] = \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix}.$$

$$\begin{bmatrix} \dfrac{dV_X}{dt} \\ \dfrac{dV_Y}{dt} \\ \dfrac{dV_Z}{dt} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_X \\ g_Y \\ g_Z \end{bmatrix}, \qquad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \dfrac{d\omega_X}{dt} \\ \dfrac{d\omega_Y}{dt} \\ \dfrac{d\omega_Z}{dt} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_X J_X \\ \omega_Y J_Y \\ \omega_Z J_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_X^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & J_Y^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & J_Z^{-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_Z K_{PP}/J_Z \\ -\omega_Y K_{PP}/J_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \varepsilon_Z \end{bmatrix}. \qquad (10)$$

Системы уравнений (8) и (10) соответствуют формулам счисления величин ω_X, ω_Y, и ω_Z в безгироскопных инерциальных навигационных системах.

Матрица перехода между вращающейся и инерциальной прямоугольными системами координат определяется матричным дифференциальным уравнением Пуассона: $dC/dt = C[\boldsymbol{\omega}\times]$. Это уравнение составляет математическую базу для формирования алгоритма определения параметров угловой ориентации ЛА. Поэтому при разработке алгоритмического комплекса ИУС ЛА, включающего в себя модель движения ЛА, целесообразно использовать уравнения движения ЛА вида (9) и (10), правые части которых содержат потенциально измеряемые переменные.

Характер изменения массы и моментов инерции ЛА определяется через характеристики расходов топлива и программу очередности его выработки [21].

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m} = \dot{G}_T = c_{\text{УД}} P,\ m(t) = m_0 + \int_0^t \dot{G}_T dt,\ \mathbf{J} = \mathbf{J}(m), \qquad (11)$$

где $\dot{G}_T$ – расход топлива, $c_{\text{УД}}$– удельный расход топлива, P – модуль вектора тяги.

Согласно принципам моделирования газотурбинных двигателей [22, 23], основные характеристики ДУ (P и $c_{\text{УД}}$) определяются комплексом высотно-скоростных и дроссельных характеристик (ВСДХ). Функциональные зависимости для основных характеристик ДУ имеют вид [24]:

$$P = f_P(U, H, \sigma), \qquad c_{\text{УД}} = f_c(U, H, \sigma), \qquad (12)$$

где σ — параметр состояния двигателя, однозначно связанный с тягой; выбирается, как правило, приведенная частота вращения ротора турбокомпрессора $\tilde{n}_{TK}$ или степень повышения давления $\pi^* = p_K^* / p_H^*$, где p_K^* — полное давление в выходном сечении компрессора.

Управляющее воздействие — положение задатчика режима управления двигателем $\alpha_{\text{РУД}}$, которое будем рассматривать как точно измеряемый управляющий параметр, однозначно определяющий положение дозатора топлива и его расход $\dot{G}_T = \dot{G}_T(\alpha_{\text{РУД}})$. Задающее воздействие $\alpha_{\text{РУД}}$ может содержать команды, формируемые независимо друг от друга разными контурами управления режимом и ограничения режима. С учетом (12), расход топлива представим в виде:

$$\dot{G}_T = f_P(U_d, H_d, \sigma_d) \times f_c(U_d, H_d, \sigma_d) + \Delta\dot{G}_{TU}, \qquad (13)$$

где индексом «*d*» обозначены измеряемые параметры полета и состояния силовой установки, ΔG_{TU} — составляющая расхода топлива, определяемая регулятором воздушной скорости ЛА. Преобразуем (13) в закон управления вида:

$$\alpha_{\text{РУД}} = \hat{\alpha}_{\text{РУД}}(U_d, H_d, \sigma_d) + \delta_\sigma \quad \delta_\sigma = A_\sigma\{\sigma_d - \sigma_{\text{ЗАД}}\}. \qquad (14)$$

Здесь $\hat{\alpha}_{\text{РУД}}$ — компонента управления, соответствующая первому слагаемому (13) (текущему режиму работы двигателя), определяемому ВСДХ. Сигнал управления $\hat{\alpha}_{\text{РУД}}$ предназначен для реализации тяги, обеспечивающей установившийся полет с текущей воздушной скоростью, включая стационарные режимы набора высоты и снижения ЛА. $A_\sigma\{\cdot\}$ — оператор закона регулирования параметра тяги, который, как правило, соответствует пропорционально-интегрально-дифференциальной (ПИД) структуре регулятора.

$\sigma_{\text{ЗАД}}$ определяется алгоритмом управления скоростью движения ЛА, который должен учитывать соответствующую методологию комплексирования инерциальных и аэрометрических измерений [25, 26].

Уравнение движения аэродинамических рулей представим в виде:

$$J_\delta \varepsilon_\delta = M_{\text{ПР}} + M_{\text{Ш}}, \quad \frac{d\omega_\delta}{dt} = \varepsilon_\delta, \quad \frac{d\delta}{dt} = \omega_\delta, \qquad (15)$$

где ε_δ, ω_δ — угловое ускорение и угловая скорость вращения руля

высоты; J_δ — момент инерции руля высоты и всех подвижных частей привода руля (включая элементы системы механической передачи), приведенный к оси вращения руля; $M_{ПР}$ — момент, создаваемый приводом руля; $M_Ш$ — шарнирный момент.

$$M_Ш = m_Ш\,(\mathrm{M},\ \mathrm{Re},\ \delta,\ \omega_\sigma,\ \alpha) S_p b_p k_p q\,, \qquad (16а)$$

где $m_Ш$ – коэффициент шарнирного момента, $S_p b_p$ – площадь и средняя аэродинамическая хорда руля, k_p – коэффициент торможения потока в области руля.

Момент привода руля определяется законом регулирования сервосистемы:

$$M_{ПР} = A_\delta\{(\delta_{зад} - \delta_d)\}, \qquad (16б)$$

где $A_\delta\{\cdot\}$ — оператор закона регулирования положением руля, $\delta_{ЗАД}$, δ_d — заданное и измеренное значение положения руля.

4.2. Структура системы идентификации неопределенных параметров процесса управления

Согласно общей теории МАО (см. рис. 4), автономная коррекция ошибок измерений обеспечивается совместной идентификацией векторов неопределенных параметров возмущений, измерений и ошибок начальных значений координат состояния ОУ. Для формирования оценок вектора состояния ОУ, инвариантных к погрешностям измерений вектора выхода ОУ, достаточно детерминированной ММ движения ОУ с точно измеряемым вектором управляющего воздействия, компонентами которого служат вычисленные значения заданных положений рулевых органов. Автономная идентификация ММ движения ОУ базируется на следующих положениях:

1) *Инвариантность сигналов ошибок в контурах САУЛА по отношению к низкочастотным погрешностям датчиков обратных связей.*

2) *Возможность практической идентификации с применением измеряемых (оцениваемых) выходных переменных СВС.*

4.2.1. Структура системы автономной ретроспективной идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО

Идентификация ММ движения ЛА осуществляется с использованием накопленного на интервале наблюдения массива данных, включающего в себя:

– сигналы ошибок контуров регулирования, которые реализованы в системе автопилотирования;

– выходные переменных СВС, которые используются для вычисления правых частей динамических уравнений движения ЛА.

Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО с имитацией системы автоматической стабилизации нормальных или поперечных ускорений представлена на рис. 7.

Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ вращения ЛА вокруг продольной оси в режиме МАО с имитацией системы автоматической стабилизации крена представлена на рис. 8 (с. 92).

Настройка параметров моделей, представленных на рис. 7 и 8, осуществляется в процессе поисковой процедуры минимизации интегральных критериев отличия моделируемых и зарегистрированных реальных сигналов ошибок регулирования. (Зарегистрированные и моделируемые сигналы ошибок обозначены на рисунках индексами «*р*» и «*М*» соответственно.)

В [25] и [26] изложен метод повышения точности счисления путевой дальности ЛА в режиме МАО. В основу метода положена оценка эквивалентного возмущения, позволяющего повысить точность счисления за счет уточнения оценки действующей на ЛА продольной силы.

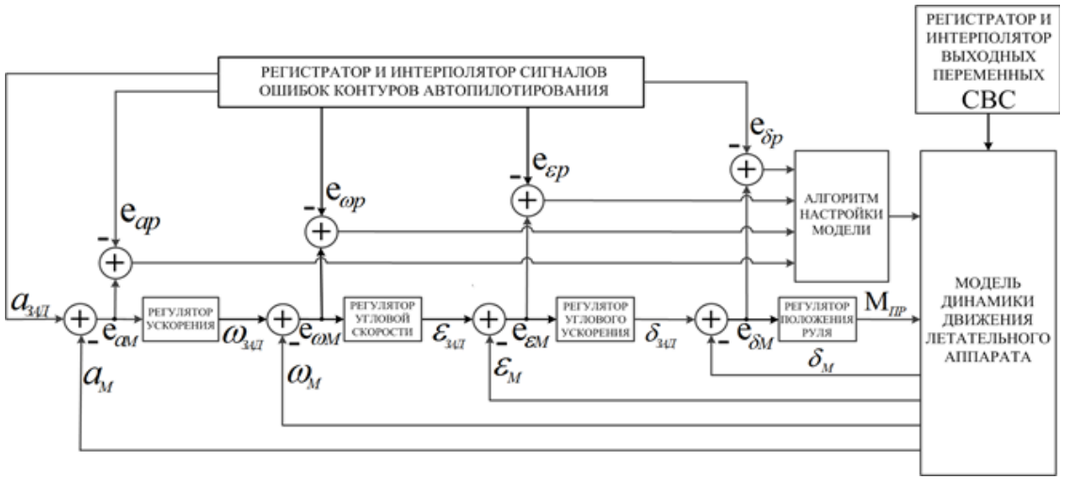

Рис. 7. Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ движения ЛА в режиме МАО в контурах стабилизации нормального или поперечного ускорений

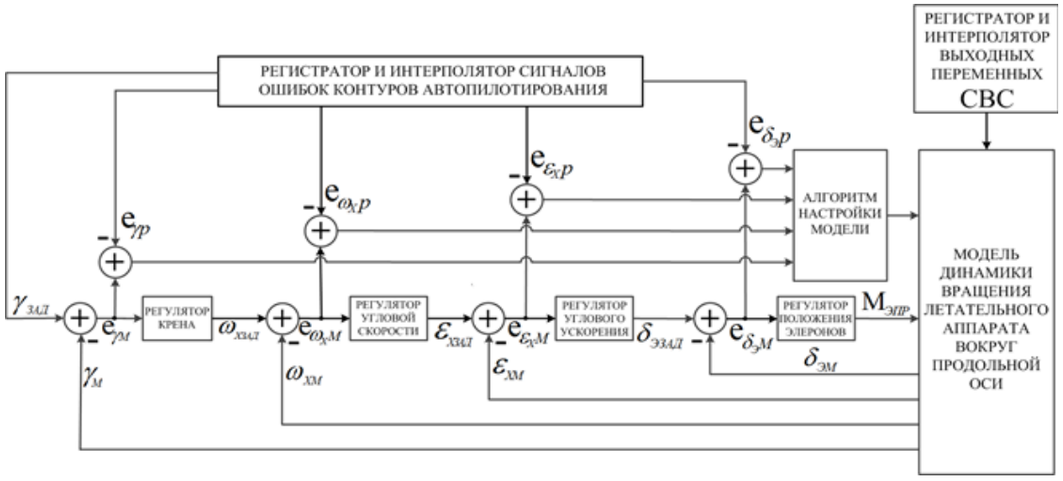

Рис. 8. Функциональная схема системы автономной параметрической идентификации ММ вращения ЛА по крену в режиме МАО

Задача параметрической идентификации модели продольной силы, действующей на ЛА, разрешима за счет реализации контура стабилизации продольного ускорения и применения схемы идентификации, аналогичной представленной на рис. 7. При этом в качестве управляющего параметра применяется δ_σ (компонента $\alpha_{РУД}$), а задающее воздействие по продольному кажущемуся ускорению определяется формулой:

$$a_{X ЗАД} = A_V\left\{\left(V - V_{ЗАД}\right)\right\} + g\sin\vartheta_{ЗАД},$$

где $A_V\{\cdot\}$ — оператор регулятора скорости, $\vartheta_{ЗАД}$ — заданный угол тангажа в режиме набора высоты или снижения.

Идентифицированная на этапе 1 ММ движения ЛА с моделью автопилота, представленной на рис. 7 и 8, позволяет получить оценки выходных переменных БИНС с применением ИМО, инвариантные к ошибкам измерений. Функциональная блок-схема системы, реализующей такое оценивание в режиме МАО, представлена на рис. 9.

Принципы алгоритмизации БИНС подробно изложены в [27].

На рис. 9 приняты следующие обозначения:

$\mathbf{a}_{ЗАД}$, $\gamma_{ЗАД}$ — заданные значения вектора кажущегося ускорения и угла крена;

$\mathbf{a}_M$, $\boldsymbol{\omega}_M$ — векторы кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе идентифицированной ММ движения ЛА с автопилотом;

$C_M, \dot{\mathbf{r}}_M, \mathbf{r}_M$ — оценки выходных переменных БИНС с применением ИМО, где C_M — оценка матрицы перехода от связанного к навигационному трехграннику;

$\dot{\mathbf{r}}_M, \mathbf{r}_M$ — оценки векторов скорости и позиционных координат в НСК;

$C_M(0), \dot{\mathbf{r}}_M(0), \mathbf{r}_M(0)$ — начальные значения интегрируемых переменных модели БИНС, которые соответствуют априорным значениям, вводимым в реальную БИНС.

Рис. 9. Функциональная блок-схема системы оценивания входных и выходных переменных БИНС в режиме МАО

4.2.2. Структура системы ретроспективной идентификации неопределенных параметров погрешностей датчиков ИИБ

Автономная идентификация ММ движения ОУ обусловливает возможность автономной ретроспективной параметрической идентификации погрешностей БИНС с использованием типовых структур моделей погрешностей [28]. Для идентификации используется информационный массив измерений и выходных переменных БИНС, накопленный на интервале наблюдения. Функциональная блок-схема системы параметрической идентификации погрешностей БИНС в режиме МАО представлена на рис. 10, где приняты следующие обозначения:

$\mathbf{a}_{dM}$, $\boldsymbol{\omega}_{dM}$ — векторы кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе модели измерений;

$\mathbf{a}_d$, $\boldsymbol{\omega}_d$ — измеренные вектора кажущегося ускорения и угловой скорости на выходе ИИБ;

$\hat{C}$ — оценка матрица перехода от связанного к навигационному трехграннику на выходе реальной БИНС;

$\hat{\dot{\mathbf{r}}}, \hat{\mathbf{r}}$ — оценки векторов скорости и позиционных координат в НСК на выходе реальной БИНС;

$\hat{C}_M, \hat{\dot{\mathbf{r}}}_M, \hat{\mathbf{r}}_M$ — соответствующие выходы модели БИНС;

$\Delta\boldsymbol{\theta}$ — вектор коррекции параметров модели ошибок измерений в цикле идентификации.

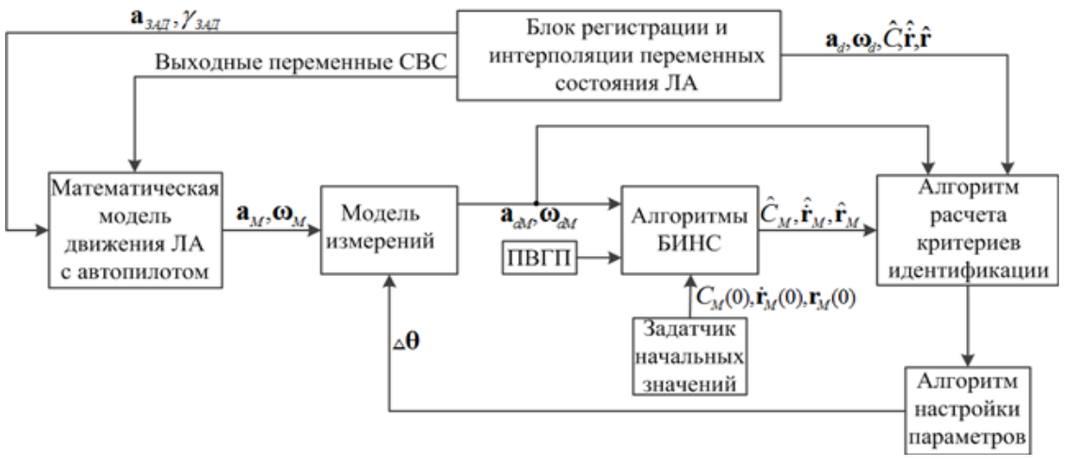

Рис. 10. Функциональная блок-схема системы параметрической идентификации погрешностей БИНС в режиме МАО

Реализация идентификационного процесса с применением систем, представленных в подразделах 5.2.1 и 5.2.2, позволяет перейти к режиму ретроспективной идентификации на скользящем интервале наблюдения с использованием рекурсивных процедур. На рис. 11 представлена блок-схема ММ реальной системы для контроля качества идентификации ММ движения ЛА и модели ошибок ИИБ.

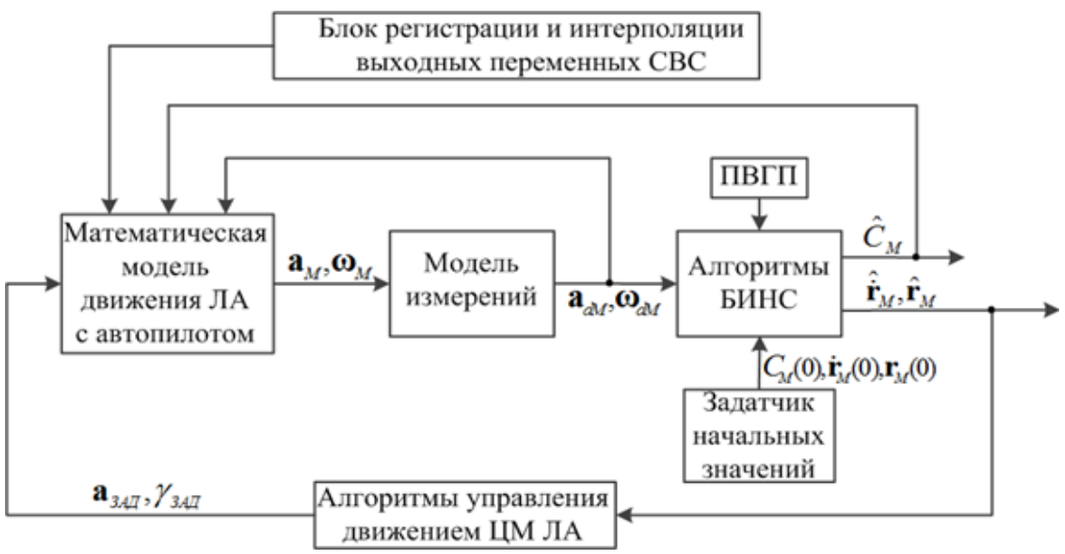

Рис. 11. Функциональная блок-схема идентифицированной имитационной модели САУ

Все выходные переменные блоков регистрации и интерполяции, которые представлены на рисунках 7—11, можно рассматривать как зафиксированные в запоминающем устройстве регистратора функции времени с областью определения, соответствующей интервалу времени наблюдения. Значения этих функций привязаны к соответствующему моменту модельного времени.

Из вышеизложенного следует, что практическое применение режима МАО с целью автономной автоматической компенсации погрешностей измерений датчиков ИАИУС требует больших объемов практически мгновенных вычислений, реализующих поисковые режимы идентификации множества неопределенных параметров многомерных процессов автоматического управления динамическим объектом. Современная концепция решения проблемы — применение методов вычислительного интеллекта, основанного на машинном обучении вычислительных архитектур, состоящих из каскадного множества нелинейных преобразований [29].

Заключение

Предложена технология синтеза автономной информационно-управляющей системы летательного аппарата (ЛА), определяющая подходы к реализации новой методологии обработки информации — мгновенного апостериорного оценивания переменных состояния процессов навигации и ориентации ЛА с самокоррекцией ошибок измерений.

Показана необходимость комплексного решения по выбору состава измерителей и оптимизации алгоритмической структуры информационно-управляющей системы.

Литература

1. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. / под редакцией Джанджгавы Г. И. М.: ООО «Научтехлитиздат», 2015, – 592 с.

2. *Каперко А. Ф.*, *Легостаев В. Л.* Классификация элементов программно-технического комплекса бесплатформенной инерциальной навигационной систем. // Датчики и системы. №12, 2010. – С. 2–7.

3. ГОСТ РВ 52339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005. – 15 с.

4. *Трефилов П. М.* Сравнительный анализ улучшения точностных характеристик инерциальных навигационных систем. // XIII всероссийское совещание по проблемам управления вспу-2019: Труды [Электронный ресурс]. М.: ИПУ РАН, 2019. – С. 470–474.

5. *Борисова А. Ю.*, *Смаль А. В.* Анализ разработок современных бесплатформенных инерциальных навигационных систем. // Электронный научно-технический журнал «Инженерный вестник». МГТУ им. Н.Э. Баумана, № 5, 2017. – С. 50–57.

6. *Кузнецов А. Г.*, *Молчанов А. В.*, *Чиркин М. В.*, *Измайлов Е. А.* Прецизионный лазерный гироскоп для автономной инерциальной навигации. // Квантовая электроника. Том 45, № 1, 2015. – С. 78–88.

7. *Краснова С. А.*, *Уткин В. А.* Каскадный синтез наблюдателей состояния динамических систем. Ин-т проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН. – М.: Наука, 2006. – 272 с.

8. *Цыпкин Я. З.* Информационная теория идентификации. М.: Наука. Физматлит, 1995. – 336 с.

9. *Борцов А. А.*, *Никифоров В. О.*, *Пыркин А. А.* Адаптивное управление возмущенными системами. Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО, 2015. – 126 с.

10. *Дилигенская А. Н.* Идентификация объектов управления. Самарский государственный технический университет. 2009. – 136 с.

11. Справочник по теории автоматического управления. / под ред. А. А. Красовского. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712 с.

12. *Ротач В. Я.* Теория автоматического управления. Москва. Издательство МЭИ. 2003. – 397 с.

13. *Ротач В. Я.* Об адаптивных системах управления с текущей идентификацией объекта. // Автоматизация в промышленности. №6, 2004. – С. 3–6.

14. *Красовский А. А.* Проблемы физической теории управления. // Автомат. и телемех., выпуск 11, 1990. – С 3–28.

15. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие. / Т. Ю. Лемешонок [и др.]. – СПб. Балт. гос. техн. ун-т., 2020. – 122 с.

16. *Снешко Ю. И.* Устойчивость и управляемость самолета в эксплуатационной области режимов полета: Справочник. М.: Машиностроение, 1987. – 136 с.

17. *Мещерский И. В.* Работы по механике тел переменной массы. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1952. – 277 с.

18. Динамика полета. / под ред. академика РАН Бюшгенса Г. С. М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.

19. *Петров Б. С.* Теория гироскопических систем ориентации. М.: Наука, 2004. – 202 с.

20. *Матвеев В. В.* Инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. Изд-во ТулГУ, 2012. – 199 с.

21. *Шаталов А. С., Топчеев Ю. И., Кондратьев В. С.* Летательные аппараты как объекты управления. Машиностроение, 1972. – 240 с.

22. *Котовский В. Н.* Математическое моделирование характеристик авиационных силовых установок. Конспект лекций. – М.: МГТУ ГА, 2015. – 90 с.

23. *Августинович В. Г.* Математическое моделирование авиационных двигателей. – Пермь: Изд-во Перм. гос.техн. ун-та, 2008. – 100 с.

24. Механика полета (общие сведения, уравнения движения). Инженерный справочник. / Горбатенко С. А., Макашов Э. М., Полушкин Ю. Ф., Шефтель Л. В. М.: Издательство «Машиностроение», 1969. – 420 с.

25. *Кикин И. С.* Счисление путевой дальности самолета с использованием режима мгновенного апостериорного оценивания. // Universum: технические науки. Электрон. научн. журн, 2021. 9(90). DOI:10.32743/UniTech.2021.90.9.12290
URL: https://7universum.com/ru/tech/archive/item/12290.

26. *Кикин И. С.* Комплексирование инерциальной системы управления путевой скоростью самолета и системы воздушных сигналов. // Изд. КРЭТ МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. №30(3), 2020, – С. 1–18.

27. *Кикин И. С.* Оптимизация технологий автономного счисления параметров ориентации и навигации летательных аппаратов. // Изд. КРЭТ МИЭА. 2021. №3 (34). – С. 2–35.

28. *Матвеев В. В.* Модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. // Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 12, ч. 1, 2012. – С. 188–196.

29. Теория управления (дополнительные главы): Учебное пособие (К 80-летию ИПУ РАН) / Под ред. Новикова Д. А. – М.: ЛЕНАНД, 2019. – 552 с.

**Правила оформления материалов,
направляемых для опубликования в журнале
«Навигация и управление летательными аппаратами»**

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp, *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф. И. О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.

Содержание

В. И. Галкин, Е. В. Кузин, А. В. Кондратьев
Формирование гиромагнитного курса в микромеханической курсовертикали.....2

Е. С. Неретин, Н. Д. Силин, О. Д. Берсуцкая
Применение принципов психологического восприятия визуальной информации при проектировании и валидации графической составляющей человеко-машинного интерфейса системы самолетовождения объектов гражданской авиационной техники.....12

А. В. Молчанов
Геометрические параметры кольцевого резонатора в оценке погрешностей лазерного гироскопа.....37

И. С. Кикин
Перспективная инерциально-аэрометрическая информационно-управляющая система летательного аппарата.....65