
ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 12

Юбилейная
всероссийская научно-техническая
конференция в честь 65-летия
Московского института
электромеханики и автоматики
«НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ»

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Москва
2016



Программный комитет конференции

д. т. н., доцент А. Г. Кузнецов – Генеральный директор АО «МИЭА»,
к. т. н. Н. А. Голованов – зам. Генерального директора,
к. т. н. В. В. Грошев – начальник направления, зам. главного конструктора,
д. т. н., доцент Е. А. Измайлов – зам. главного конструктора,
к. т. н. Ю. В. Ставицкий – начальник направления, главный конструктор,
к. т. н., с. н. с. О. Б. Кербер – ученый секретарь,
к. т. н. С. Г. Кан – главный специалист

Пленарное заседание

С. Г. Кан, к. т. н.

А. Г. Кузнецов, д. т. н., доцент

Б. И. Портнов,

Г. И. Чесноков, к. т. н.

История образования и развития МИЭА —

история становления отечественного авиаприборостроения 8

Н. А. Парусников, д. ф.-м. н.

История отечественной авиационной инерциальной навигации 13

В. В. Грошев, к. т. н.

Современное развитие систем навигации и управления 15

А. В. Фомичев, к. ф.-м. н.,

Б. И. Портнов,

Е. А. Измайлов, д. т. н., доцент

О разработках МИЭА в области инерциальной навигации 16

Секция 1. «Навигация и управление летательными аппаратами».

Руководитель — к. т. н. В. В. Грошев

О. А. Бабич, д. т. н., профессор

Е. С. Ходырев

О новых методах составления стохастических моделей БИНС 18

Ю. В. Гавриленко, к. т. н., доцент,

В. В. Грошев, к. т. н.,

Н. А. Зайцева, д. т. н., профессор

А. Е. Ярцев

Особенности контроля информации БИНС при выполнении группового полета 19

Д. Ю. Гладкая,

В. Е. Куликов, д. т. н., профессор

Метод моделирования активных отказов приводов САУ

с учетом действия шарнирных моментов рулей самолета 20

А. В. Гребёнкин, д. т. н.,

Д. Ю. Гладкая

Реализация терминального способа автоматического

управления продольным движением самолета на режиме «Уход на второй круг» 21

А. В. Гребёнкин, д. т. н.,

С. А. Костин

Автоматическая посадка самолета на ВПП переменного состояния

в условиях сильного бокового ветра и отказа критического двигателя 22



<i>Д. А. Ивченков,</i> <i>П. Е. Данилин, к. т.н., доцент,</i> <i>И. В. Калинина, к. т.н., доцент</i>	
Расчет дальностей криволинейных участков траектории	24
<i>Е. Д. Колотилов, к. т. н.,</i> <i>П. Е. Данилин, к. т. н., доцент,</i> <i>Д. А. Стариченков</i>	
Технология проведения предварительных испытаний ФПО в условиях имитационной среды....	25
<i>А. И. Кондратьев</i>	
Применение методов идентификации объекта управления в процессе проектирования и доводки САУ	26
<i>А. С. Ласточкин,</i> <i>И. В. Калинина, к. т. н., доцент</i> <i>П. Е. Данилин, к. т. н., доцент</i>	
Особенности проектирования многокомпонентного программного обеспечения с различным уровнем гарантии разработки	28
<i>Ю. И. Солонников</i>	
Обеспечение точности пробег по ВПП в условиях действия ветровых возмущений и наземного состояния полосы	29
<i>В. Л. Федотов,</i> <i>Д. М. Демидов,</i> <i>А. Ю. Крупенин</i>	
Развитие стендовых комплексов АО МИЭА и инновации в их технической реализации	30
<i>Е. Г. Харин, д. т. н., профессор,</i> <i>В. А. Копелович,</i> <i>И. А. Копылов, д. т. н., с. н. с.,</i> <i>А. В. Ясенюк, к. т. н.,</i> <i>Е. В. Клабуков,</i> <i>А. Ю. Макарова,</i> <i>В. Б. Ильин,</i> <i>В. А. Якушев</i>	
Методы и средства летных испытаний инерциальных и инерциально-спутниковых навигационных систем.....	31
<i>С. В. Хлгатьян, к. т. н.,</i> <i>В. Н. Мазур, к. т. н.</i>	
Анализ использования баровысоты при отказе радиовысотомера на режиме «Посадка»	33
<i>С. А. Черенков,</i> <i>Г. И. Чесноков, к. т. н.</i>	
Астроинерциальные навигационные системы, прошлое, настоящее, будущее.....	34
<i>А. Н. Чукаева,</i> <i>В. Е. Куликов, д. т. н., профессор</i>	
Система управления квадрокоптером при транспортировке груза на внешней подвеске	36

А. М. Шевченко, к. т. н., с. н. с.,

Г. Н. Начинкина,

О. Б. Кербер, к. т. н., с. н. с.,

Ю. И. Солонников

Методы улучшения ситуативной осведомленности экипажа воздушного судна
на взлетно-посадочных режимах 37

А. В. Юков, к. т. н.,

Сорокин М. Ю.

Логическая организация детерминированного магистрального интерфейса
информационного взаимодействия компонентов СУ самолетов и вертолетов 39

А. С. Юрченко,

В. Е. Куликов, д. т. н., профессор

Алгоритм сопряженного управления самолетом в задаче выхода
на заданную высоту эшелона..... 42

Секция 2. «Инерциальные системы»

Руководитель – д. т. н. Е. А. Измайлов

В. В. Акишин, к. т. н.,

А. А. Козлов,

А. М. Шамлицкий

Анализ результатов летных испытаний бесплатформенной
инерциальной навигационной системы на вертолете Ми-8..... 43

В. Ф. Белов, к. т. н.,

Н. П. Васильева

Разработка прецизионных преобразователей
для акселерометров навигационных систем 44

М. В. Борисов,

М. А. Захаров,

А. И. Черноморский, к. т. н., доцент

Зависимость дифракционных потерь в лазерном гироскопе
от деформаций оптического контура его кольцевого резонатора..... 46

Н. Б. Вавилова, к. ф.-м. н.,

А. А. Голован, д. ф.-м. н.,

И. А. Васинева,

А. В. Козлов, к. ф.-м. н.,

Н. А. Парусников, д. ф.-м. н., профессор,

О. А. Зорина, к. ф.-м. н.,

С. Е. Кухтевич, к. ф.-м. н.,

А. В. Фомичев к. ф.-м. н.

Методы калибровки бескарданных инерциальных навигационных систем
на грубых и точных стендах 48



<i>Д. Н. Воробьев, А. В. Кондратьев</i> Исследование метода компенсации дрейфа микромеханических гироскопов в рабочем режиме	49
<i>Д. Н. Воробьев, Н. Н. Крайнева, Ю. Ю. Зверева</i> Исследование температурной стабильности микромеханических гироскопов	50
<i>В. И. Галкин, к. т. н., А. Г. Кузнецов, д. т. н., доцент, Н. А. Голованов, к. т. н., Б. И. Портнов, А. П. Кирюшкин, А. В. Молчанов, к. т. н.</i> Результаты разработки микромеханических приборов для пилотажных систем управления	51
<i>С. Ю. Денисов, В. И. Акилин, к. т. н. А. А. Смирнов, В. С. Аникейчев</i> Технологические методы повышения точностных характеристик кварцевых акселерометров	52
<i>О. А. Зорина, к. ф.-м. н., Н. А. Парусников, д. ф.-м. н., профессор, Н. Б. Вавилова, к. ф.-м. н., А. А. Голован, д. ф.-м. н., И. А. Папуша, к. ф.-м. н., С. Е. Кухтевич, к. ф.-м. н., Е. А. Измайлов, д. т. н., доцент, А. В. Фомичев, к. ф.-м. н.</i> Методы повышения точности автономного режима бесплатформенной инерциальной навигационной системы на основе информационной интеграции	54
<i>Е. В. Кузин, А. А. Кривошлыков</i> Экспериментальные исследования динамических характеристик микромеханических гироскопов	55
<i>А. М. Осипов, к. т. н., А. Л. Шолохова, к. т. н.</i> Подсистема формирования вибрационной частотной подставки в лазерных гироскопах навигационных систем	56
<i>Ю. Г. Папенков, И. А. Шарапов, С. В. Крузе</i> Статистический анализ добротности корпуса блока лазерных гироскопов семейства систем БИНС-СП по результатам выпуска 2010–2015 гг.	57

О. О. Пивоваров,

А. А. Андросов

Влияние коэрцитивной силы и остаточной намагниченности компонентов магнитной системы чувствительного элемента на температурные коэффициенты крутизны выходной характеристик и кварцевых акселерометров.....59

В. С. Сорокин,

С. В. Кудасов,

Д. В. Илиеш,

С. Е. Кухтевич, к.ф.-м.н.,

Н. И. Журкин,

Г. В. Калмыков,

С. Г. Кан, к. т. н.,

Н. В. Гаврилова

Разработка системы виброзащиты бесплатформенных инерциальных систем для объектов с винтовыми двигателями.....60

И. А. Шарапов,

С. В. Кудасов,

С. В. Крузе

Создание малогабаритного блока лазерных гироскопов как шаг к выходу на мировой уровень построения лазерных инерциальных навигационных систем61



Пленарное заседание

УДК 681.5.07

*С. Г. КАН, к. т. н., А. Г. КУЗНЕЦОВ, д. т. н., доцент,
Б. И. ПОРТНОВ, Г. И. ЧЕСНОКОВ, к. т. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

ИСТОРИЯ ОБРАЗОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ МИЭА – ИСТОРИЯ СТАНОВЛЕНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО АВИАПРИБОРОСТРОЕНИЯ

30-е годы прошлого столетия как в мире, так и в нашей стране ознаменовались значительным прогрессом в области самолетостроения. Изменение конструкции самолетов, улучшение их летных характеристик, совершенствование полетов в строю и вслепую с ориентировкой по приборам, увеличение скорости, высоты, дальности полетов и маневренности вызывали всё более высокие требования к авиационным приборам.

Возникла настоятельная необходимость создания и изготовления новых приборов для обеспечения грамотного и надежного вождения самолетов, контроля за работой двигателей и возможностью наблюдения за маршрутом полета и ориентирами. Наступило время, когда отечественное авиаприборостроение как самостоятельную отрасль нашего народного хозяйства фактически необходимо было создавать заново.

До этого времени разработкой авиационных приборов по существу ни одна организация в нашей стране не занималась. Необходимые для самолетов простые авиаприборы, такие, как высотомеры, указатели скорости, тахометры, манометры и т. п., закупались за границей или копировались по иностранным образцам зачастую без конструкторской и технологической документации.

26 мая 1937 года произошло знаменательное для нашего авиаприборостроения событие. В Москве на Кутузовской слободе (ныне Кутузовский проспект) на территории завода «Авиаприбор» впервые в нашей стране был создан конструкторско-экспериментальный отдел (КЭО), задачей которого являлась разработка современных авиационных приборов и внедрение их в производство. Именно эту дату можно считать началом становления отечественной авиаприборной промышленности как отдельной отрасли нашей науки и техники. Главным конструктором КЭО был назначен М. А. Шехтман, старшим конструктором гироскопических приборов — Е. Ф. Антипов.

Результатом активной деятельности КЭО до Великой отечественной войны были разработки авиагоризонта АГ, гиropолукомпаса ГПК, указателя поворота УП, отечественного аналога автопилота АВП-12 на уровне лучших зарубежных аналогов.

В годы войны завод «Авиаприбор» и КЭО, преобразованное в ОКБ-213, были эвакуированы в г. Энгельс. В суровых условиях военного времени ослабленный коллектив ОКБ создал такие изделия, как малогабаритные автопилоты АП-42 и АП-45, автоштурман АШ-1, невыбываемый при пикировании самолета, электрический авиагоризонт, дистанционный гиropолукомпас и ряд других приборов, безусловно способствующих приближению нашей Победы.

В конце 1944 года коллектив ОКБ под руководством Главного конструктора Е. Ф. Антипова возвратился в Москву на территорию завода «Авиаприбор», переименованного в завод № 122 (ныне ИМПЗ им. В. А. Казакова). ОКБ, получившее в 1953 году номер 122, работало с полной отдачей. За короткое время были разработаны дистанционный индукционный компас, акселерометр, навигационный индикатор штурмовиков и др. Основным профилем разработок являлись сложные гироскопические приборы.

Острая необходимость в расширении объема работ по созданию и внедрению новейших гироскопических приборов и систем автоматического управления, связанная с бурным прогрессом авиационной техники, вызвала к жизни решение Правительства о переводе с 30 июля 1955 года ОКБ-122 на территорию серийного завода № 923 и о преобразовании вновь созданного объединенного предприятия в опытный завод № 923.

Серийный завод № 923 был образован 22 сентября 1951 года с целью проведения работ по автопилотам и системам автоматического управления САУ для новых типов самолетов и ракет. Он располагался в Авиационном переулке вблизи станции метро «Аэропорт» (в то время окраина Москвы). Дату создания завода № 923 с полным основанием мы имеем право назвать началом истории образования Московского института электромеханики и автоматики (МИЭА). Руководителем опытного завода № 923 и Главным конструктором был назначен Главный конструктор ОКБ-122 Е. Ф. Антипов. В дальнейшем, 13 января 1960 года опытный завод № 923 был преобразован в научно-исследовательский институт НИИ-923, а 30 апреля 1966 года в Московский институт электромеханики и автоматики (МИЭА).

Сотрудники ОКБ-122, прошедшие все невзгоды эвакуации и трудности послевоенных лет, накопившие к этому времени большой опыт разработок и изготовления сложных авиаприборов, составили основу творческого коллектива организации, костяк интеллектуального и производственного потенциала опытного завода № 923. Структура предприятия, первоначально повторившая структуру ОКБ-122, по мере развития авиационной и ракет-



но-космической техники и решения новых, возникающих перед предприятием задач, существенно менялась.

В 1950 – 1960 годы предприятие разрабатывало и производило целый ряд гироскопических приборов и составных частей систем управления полетом. В этот период была разработана и стала выпускаться серийно центральная гировертикаль ЦГВ, устанавливаемая практически на все самолеты нашей страны. Особо следует отметить создание серии высокоточных поплавковых датчиков угловых скоростей, в том числе и для пилотируемых космических кораблей. Коллектив разработчиков и изготовителей этой прецизионной техники был отмечен Государственной премией. В это же время были созданы автопилот для зенитных систем ЗУР В-758, системы автоматического управления для крылатых ракет КСР-11 и КСР-2, автопилот АП-69Б к комплексу ЗУР «400», автопилоты АП-6 для бомбардировщика Ту-16 и пассажирского самолета Ил-18, для первого реактивного самолета Ту-104.

В семидесятых годах прошлого столетия институт перешел от разработки отдельных приборов и составных частей систем навигации и управления к созданию инерциальных систем и комплексных автоматических бортовых систем управления, которыми оснащались гражданские самолеты Ту-134, Ту-154, Ил-76, Ил-86, а также стратегические и транспортные самолеты Ту-22М3, Ту-160, Ан-124, Ан-225 и другие. В эти же годы создана система для легендарного сверхзвукового самолета Ту-144. Институт считался головным в министерстве и являлся признанным лидером по созданию систем навигации и управления тяжелых самолетов.

В МИЭА были проведены работы по разработке системы автоматического захода на посадку, завершившиеся созданием первой отечественной серийной бортовой системы автоматического захода на посадку БСУ-ЗП, эксплуатирующейся в течение 30 лет на самолетах Ту-134, Ту-104, Ил-18 и обеспечивающей посадку по 1-ой категории ИКАО. Были выполнены работы по автоматизации посадки самолетов Ту-154 и Ил-62 по 2-ой и 3-ей категории ИКАО.

Разработки института нашли широкое применение не только на самолетах, но и в целом ряде космических объектов («Восток», «Восход», «Союз»). Громадный (совместно с МОКБ «Марс») труд был вложен в разработку «Бурана». Большинство разработанных конструкторских решений были пионерскими для своего времени.

В этот период была создана и внедрена в серию оригинальная инерциальная система И-11-1 с поплавковыми гироскопами ГПА-200, в которых в качестве главных опор впервые были применены газодинамические опоры. Улучшенные точностные характеристики системы обеспечили автономность трансатлантических перелетов самолетов Ил-62. К этому же времени относится разработка астронавигационной системы Л-14 и оснащение ею стратегического бомбардировщика Ту-95.

В 80-е годы на основе наиболее современных технологий была разработана и освоена в серийном производстве система И-21, которая по своим параметрам (точность, надежность, габаритно-массовые характеристики) достигла уровня лучших международных аналогов. Эта система явилась базовой для создания навигационного астроинерциального комплекса Л-41 для стратегического бомбардировщика Ту-160 и некоторых других объектов. В конце восьмидесятых годов было создано новое поколение цифрового бортового оборудования для самолетов Ту-204, Ил-96-300, Ан-70, Ан-148.

При создании системы управления для самолета Ил-96-300, а затем и для самолета Ан-148 была усовершенствована заключительная стадия посадки и сертифицирована по 3-ей категории ИКАО.

В 90-е – начале 2000-х годов специалистами МИЭА были разработаны и освоены промышленностью высокоточные и высокотехнологичные бесплатформенные инерциальные системы (БИНС) четвертого поколения на лазерных гироскопах и кварцевых акселерометрах. Они ознаменовали качественный скачок в средствах автономной навигации за счет повышения точности измеряемых параметров и надежности системы в целом при снижении массогабаритных характеристик и энергообеспечения. На базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров было разработано несколько модификаций БИНС-ов.

Система БИМС-Т, предназначенная для гражданских самолетов, была успешно сертифицирована в 2008 году. В настоящее время ведутся работы по ее установке на самолет Ил-96-300 специального летного отряда.

Системы семейства БИНС-СП-1(2) прошли все виды испытаний, изготавливаются серийно и устанавливаются на самолеты Як-130, Су-35, Т-50, Ту-160, Ту-95, А-100, вертолет Ми-8 АМТШ (ВА). Применение системы постоянно расширяется, планируется ее установка на самолеты МиГ-29, МиГ-35, Ил-112, беспилотники БПЛА «Альтиус» и ряд других летательных аппаратов.

За достигнутые результаты в создании нового пилотажно-навигационного оборудования институт награжден орденом Трудового Красного Знамени. Более 600 специалистов института были награждены правительственными орденами и медалями, 42 сотрудника стали лауреатами Ленинской и Государственной премий.

Значительный вклад в формирование научно-технического потенциала коллектива института, в разработку и внедрение в серийное производство новейших образцов отечественного авиационного приборостроения внесли его руководители – лауреаты Ленинских и Государственных премий: Евгений Фёдорович Антипов, Василий Александрович Казаков (впоследствии министр авиационной промышленности СССР), Алексей Дмитриевич Александров, Сергей Павлович Крюков.

В 2009 году решением общего собрания акционеров АО «МИЭА» Генеральным директором — Главным конструктором МИЭА был избран Алексей Григорьевич Кузнецов.



С 2012 года АО «МИЭА» входит в акционерное общество «Концерн Радиоэлектронные технологии» (АО «КРЭТ»).

В настоящее время коллектив ученых и инженеров МИЭА работает над перспективными проектами авионики для истребителя 5-го поколения, вертолетов, беспилотных летательных аппаратов БПЛА, над модернизацией бортового оборудования для ряда самолётов, в том числе самолётов стратегической авиации Ту-95 и Ту-160, участвует в разработке бортового оборудования для перспективного комплекса дальней авиации ПАК-ДА.

Для пассажирского самолета МС-21 творческий коллектив института разрабатывает интегрированный вычислительный комплекс комплексной системы управления ИВК КСУ-МС-21 с расширенным диапазоном функциональных возможностей и дополнительными мерами по повышению безопасности полетов, работает над весьма сложной задачей — осуществлением посадки самолета по категории 3В, требующей автоматизации пробегга по взлетно-посадочной полосе. Проводится работа по адаптации системы БИНС-2015, разработанной в рамках темы ИКБО ИМА, в бортовое оборудование самолёта МС-21.

Интенсивно развивается в МИЭА новое направление — разработка микромеханических приборов для пилотажных систем управления. Один из таких приборов — микромеханический датчик угловой скорости успешно проходит летные испытания в составе самолета Ту-204.

История предприятия на этом не заканчивается. Коллектив института развивается и с уверенностью смотрит в будущее. Институт молодеет. Молодежь впитывает и развивает лучшие традиции своих предшественников. Коллектив готов добиваться новых достижений, готов к тому, чтобы и в дальнейшем оставаться флагманом отечественного авиаприборостроения.

УДК 621.391.14

*Н.А. ПАРУСНИКОВ, д. ф.-м.н., профессор
Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова*

ИСТОРИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ АВИАЦИОННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Излагаются основные этапы развития инерциальной навигации в нашей стране.

Достаточно подробно рассматривается начальный период ее становления, связанный с тем, что получило название схемы Кофмана – Левенталья. Речь идет о гировертикали, корректируемой сигналом, пропорциональным интегралу от показаний ньютометра (акселерометра). Такая вертикаль оказывается невозмущаемой горизонтальными силами инерции.

Автору доклада сравнительно недавно стали известны трагические события жизни Л. М. Кофмана, связанные с мрачным периодом 1937 года, и они отражены в докладе.

Рассказывается история создания первой советской астро-инерциальной системы «Земля», предназначенной для навигации крылатой ракеты «Буря» (разработка ОКБ С. А. Лавочкина). В основе в этой системы была положена заявка Б. Е. Чертока, И. М. Лисовича, Г. И. Васильева-Люлина и диссертации Г. И. Васильева-Люлина. Дается характеристика коллектива, осуществлявшего проектирование системы, комментируется судьба разработки. Особое внимание уделено руководителю коллектива И. М. Лисовичу, в частности, обсуждается стиль его руководства. Кратко приводится история создания первых советских серийных ИНС: МИС, И-11, И-21. Проводятся некоторые параллели, связанные с созданием американских инерциальных систем фирмы Литтон. Фиксируется два основных этапа в развитии теории ИНС. Первый – переход от построения теории конкретных систем (кандидатские диссертации Г. И. Васильева-Люлина, Л. В. Кондратьева, Н. А. Парусникова) к общей теории, описывающий метод инерциальной навигации, освобожденный от приборной оболочки. Оценивается роль в указанном направлении Л. И. Ткачева (докторская диссертация, 1944 год, открытые публикации в 1973 году). Подчеркивается, что в создании указанной теории кардинальный вклад внес В. Д. Андреев (известной монографией в двух томах 1966–67 гг.). В связи с обсуждением вопроса о создании общей теории инерциальной навигации обращается внимание на то, как замена некорректного термина «акселерометр» на термин «ньютометр», предложенный академиком А. Ю. Ишлинским, приводит к далеко идущим



последствиям. Эти последствия и есть современная теория инерциальной навигации.

Дальнейшее развитие теории связаны с работами сотрудников механико-математического факультета МГУ им. М. В. Ломоносова. Современные представления о системе, реализующей метод инерциальной навигации таково. Инерциальная навигационная система кратко определяется как числовая модель двух механических объектов: приведенной (опорной) чувствительной массы блока ньютометров и приборного трехгранника, жестко связанного с осями чувствительности ньютометров. Движение опорной точки осуществляется по законам механики в поле сил земного тяготения под действием внешней силы, измеряемой ньютометрами. Исходную информацию об ориентации приборного трехгранника доставляют гироскопические датчики. Конструктивными оказываются представления о двух точках: опорной и модельной и трех трехгранниках: опорном, приборном и модельном. Следующий этап развития – переход от разработки алгоритмов комплексных ИНС, использующих такие представления как демпфирование и изменение собственной частоты шулеровской вертикали, компенсация дрейфа гироплатформы, к построению алгоритмов коррекции, основанных на информационном подходе. Основным средством при построении соответствующих алгоритмов служит ковариационный анализ.

Доклад является переработкой статьи автора, опубликованной в журнале «Гироскопия и навигация» в 2006 г., и основан на личных контактах автора практически со всеми, кто внес свой вклад в развитие инерциальной навигации в послевоенный период.

Теория инерциальной навигации допускает различные подходы и интерпретации. Следует отметить работы академиков А. Ю. Ишлинского, Д. М. Климова, профессоров П. В. Бромберга, О. А. Бабича, Ю. К. Жбанова, работы Киевских специалистов А. П. Панова, Д. В. Лебедева, С. М. Онищенко, А. И. Ткаченко.

Отдельного анализа заслуживают беседы автора этого доклада с академиками А. Ю. Ишлинским и Л. И. Седовым в связи с дискуссией, которая долгое время велась между ними по вопросам, связанными с инерциальной навигацией.

УДК 629.7.05

В. В. ГРОШЕВ, к. т. н.

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

СОВРЕМЕННОЕ РАЗВИТИЕ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

На протяжении многих лет накоплен значительный практический опыт промышленности и разработаны нормативные требования и стандарты, гарантирующие обеспечение безопасности в гражданской авиации. Повышающаяся степень интеграции и сложность радиоэлектронного оборудования воздушных судов обусловили необходимость разработки методологии их проектирования с использованием системного подхода, позволяющего обеспечить правильное функционирование, требуемую точность и безопасность.

Необходимость повышения уровня безопасности полетов в различных погодных условиях и при высокой интенсивности воздушного движения привела к расширению функций, возлагаемых на бортовое оборудование, и применению на самолетах сложных и разнообразных по назначению, структуре и принципу действия систем. Усложнение и увеличение количества бортового оборудования, автоматизация самолетовождения приводит к перераспределению функций между системами самолета и экипажем, изменяя деятельность экипажа и влияя на надежность решения целевой задачи.

Многолетний опыт АО «МИЭА» по интеграции бортового оборудования и созданию пилотажно-навигационных комплексов для самолетов различного класса и назначения позволил выработать методологические принципы и подходы по их разработке.

В составе ПНК обязательными являются система автоматического управления полетом и вычислительная система самолетовождения (ВСС), разрабатываемые в нашем институте. Совместное использование этих систем в общем контуре ПНК позволяет обеспечивать автоматическое самолетовождение в соответствии с заданным планом полета. ВСС как интегрирующее ядро комплекса обеспечивает выполнение функций сбора, обработки, формирования информации для решения навигационных задач и согласования характеристик оператора и аппаратуры путем преобразования информации к виду, удобному для восприятия экипажем.

Современный интегрированный комплекс бортового оборудования самолета (ИКБО) представляет собой совокупность взаимосвязанных через сеть информационного обмена бортовых вычислительных систем, индика-



торов, пультов, а также радиотехнических систем навигации и связи, обеспечивающих взаимодействие с экипажем, комплексной системой управления, общесамолетным оборудованием и силовой установкой.

В основу построения ИКБО, разрабатываемых в АО «МИЭА», заложены принципы открытости архитектуры, обеспечивающие возможность наращивания и модернизации комплекса за счет сетевой организации управления потоками информации и подключения новых модулей.

УДК 621.391.14

*А. В. ФОМИЧЕВ, к. ф.-м. н.,
Б. И. ПОРТНОВ, Е. А. ИЗМАЙЛОВ, д. т. н., доцент
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

О РАЗРАБОТКАХ МИЭА В ОБЛАСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Московский институт электромеханики и автоматики занимается разработками инерциальных навигационных систем, преимущественно авиационного применения, начиная с 60-х гг. прошлого века. За прошедшее время сменилось несколько поколений навигационных систем, многие изделия поступили в серийное производство и эксплуатируются на различных летательных аппаратах. Этапам развития навигационных систем посвящен краткий обзор, в котором перечисляются наиболее значимые разработки МИЭА и сравниваются их основные характеристики. Сопоставление четырех поколений навигационных систем, разработанных в МИЭА, позволяет зафиксировать характерные рубежи их развития и отследить по ним основные тенденции в развитии навигационных систем как у нас в стране, так и за рубежом. Перечисление объектов, оснащенных рассматриваемыми системами, демонстрирует внушительный сегмент авиапарка, снабженного системами разработки МИЭА.

Современные платформенные инерциальные навигационные системы БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 рассмотрены более детально. Описана компоновка основных функциональных узлов, внешний вид и характеристики чувствительных элементов. Показаны достигнутые уровни точности, времена готовности, интерфейсы информационного обмена и внешние условия эксплуатации, характерные для современных высокоманевренных летательных аппаратов и предъявляющие жесткие требования к компонентам,

входящим в состав системы, точностям трактов чувствительных элементов и производительности бортового вычислителя.

Наличие высокоточных инерциальных датчиков и спутниковой навигационной системы (СНС) позволяет внедрить алгоритм комплексной обработки информации на основе фильтра Калмана, обеспечивающий, наряду с решением известной задачи формирования гибридных поправок, возможность уточнения погрешностей начальной выставки и погрешностей инерциальных датчиков по информации от СНС или о неподвижности объекта во время стоянки на аэродроме. Эффективность работы реализованного программно-математического обеспечения, а также качество чувствительных элементов и функциональной электроники подтверждаются результатами многочисленных летных испытаний, показывающих, что системы БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 обеспечивают требуемые точности навигации как для полетов с большим количеством маневров, так и для длительных магистральных перегонов.

Сравнение с аналогичными изделиями ведущих зарубежных производителей позволяет сделать вывод о том, что в МИЭА разработана технология производства отечественных навигационных систем, находящихся в паритете с аналогичными изделиями ведущих мировых производителей.



Секция 1. «Навигация и управление летательными аппаратами»
Руководитель – к. т. н. В. В. Грошев

УДК 621.391.14

О. А. БАБИЧ, д. т. н., профессор, Е. С. ХОДЫРЕВ,
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

О НОВЫХ МЕТОДАХ СОСТАВЛЕНИЯ СТОХАСТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ БИНС

Дискретная стохастическая модель БИНС всегда строится на двух основаниях. Во-первых, на основании принятых стохастических моделей погрешностей акселерометров и гироскопов и, во-вторых, на основании системы линейных дифференциальных уравнений, которая связывает выходные погрешности БИНС с погрешностями сенсоров.

Основное предназначение дискретной стохастической модели БИНС — построение на ее основе фильтра Калмана в интегрированной навигационной системе.

В предлагаемой работе рассматриваются новые непрерывные стохастические модели инерционных датчиков. Эти модели включают в себя только две операции интегрирования, что позволяет снизить порядок модели всего блока датчиков на 6 единиц. При переходе к дискретной векторной модели измерительного блока производится подразбиение множества погрешностей на две части. На часть случайных векторов, заданных в системе координат тела, и часть случайных векторов, заданных в навигационной системе координат. Связано это с тем, что фильтр Калмана должен компенсировать навигационные погрешности (по ориентации, скорости и географическим координатам) в навигационной системе координат, а погрешности сенсоров, жестко связанных с телом, в системе координат тела.

При расчете реакции выходных сигналов БИНС на «белые шумы» датчиков авторами разработан и применен новый метод, основанный на разложении передаточных функций $W(p)$ в ряд Тейлора по отрицательным степеням параметра p :

$$W(p) = \sum_{k=1}^{\infty} c_k p^{-k}.$$

УДК 629.7.05

*Ю. В. ГАВРИЛЕНКО, к. т. н., доцент, В. В. ГРОШЕВ, к. т. н.,
Н. А. ЗАЙЦЕВА, д. т. н., профессор, А. Е. ЯРЦЕВ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

ОСОБЕННОСТИ КОНТРОЛЯ ИНФОРМАЦИИ БИНС ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА

Определение взаимного положения двух воздушных судов (ВС), движущихся с одинаковыми или разными скоростями, является сложной задачей, прежде всего, с точки зрения обеспечения высокой точности. Это особенно актуально для решения задачи выполнения группового полета.

Взаимное положение самолетов при выполнении полета в группе определяется следующими параметрами:

- а) дистанция между самолетами в отряде (паре);
- б) интервал;

в) превышение ведомого над ведущим в паре (первого ведомого над ведущим и второго ведомого над первым ведомым в отряде).

Параметры межсамолетной навигации могут определяться по данным различных измерителей, включая данные БИНС. Использование информации БИНС имеет свои особенности, а именно: на двух ВС каждая БИНС имеет свои точностные характеристики, которые могут значительно отличаться.

С целью определения точности выдерживания параметров межсамолетной навигации проведено моделирование с использованием динамического имитатора навигационной обстановки (ДИНО), разработанного в АО «МИЭА». Объект (самолет) описывается уравнением движения центра масс. Модель датчиков формирует измерения БИНС как сумму параметров идеального движения и погрешностей. Для обоих самолетов (ведомого и ведущего) координаты определяются с учетом особенностей БИНС, установленных на этих объектах (по три комплекта БИНС на каждом, для всех БИНС дрейфы гироскопов и погрешности акселерометров зафиксированы для последовательности экспериментов).

С помощью ДИНО проведены отработка бортовых алгоритмов и статистический анализ с учетом следующих факторов:

1. Оценка влияния выбранного типа контроля БИНС (параметральный или с использованием «эталонного описания»).
2. Влияние выбора систем по различным критериям (одна лучшая, две наиболее близкие, две лучшие по минимуму погрешностей).



УДК 629.7.05

*Д. Ю. ГЛАДКАЯ, В. Е. КУЛИКОВ, д. т. н., профессор
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

МЕТОД МОДЕЛИРОВАНИЯ АКТИВНЫХ ОТКАЗОВ ПРИВодОВ САУ С УЧЕТОМ ДЕЙСТВИЯ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ РУЛЕЙ САМОЛЕТА

Предложен способ проведения исследований отказобезопасности системы автоматического управления (САУ) для самолета с безбустерным управлением. В контур управления системы «самолет – САУ» вводился критический отказ, имитирующий поворот выходного звена рулевой машины (РМ) с максимальной скоростью от балансирующего положения до выхода на упор по шарнирному моменту. При моделировании имитировался полный тракт формирования управляющего сигнала на рули с его обработкой с помощью адекватной модели привода.

В модели привода для продольного канала управления учитывается нагрузка от шарнирного момента и работа муфты пересиливания РМ. Усилия от шарнирного момента зависят от угла отклонения руля высоты относительно стриммированного положения и от приборной скорости.

При выходе РМ на проскальзывание имитируется остановка вращения выходного вала на достигнутом угле поворота, соответствующем внешнему механическому моменту, на который настроена муфта пересиливания. Таким образом, работа муфты пересиливания вносит дополнительное ограничение на отклонение руля, зависящее от действующего шарнирного момента. Эта характеристика была учтена и при моделировании активных отказов по каналу элеронов.

Моделирование проводилось в режимах «Стабилизация высоты», «Заход на посадку», стабилизации угла наклона траектории и курса. Приращения параметров движения самолета, развивающиеся при таком виде размыкания контура управления, оценивались в течение времени запаздывания на вмешательство экипажа в управление.

Результаты математического моделирования показали, что активные отказы в системе автоматического управления рулем высоты и рулем направления не приводят к выходу параметров движения за установленные эксплуатационные ограничения во всей области ожидаемых условий эксплуатации. В случае активного отказа в канале элеронов, для предотвращения развития больших углов крена предложен алгоритм контроля выхода самолета по крену за допустимое значение.

Учет шарнирных моментов на приводную часть САУ позволяет воспроизвести с помощью адекватной модели тракта управления реальные процессы нештатного функционирования системы управления при активных отказах, не допускающихся для их имитации при проведении экспериментальной проверки отказобезопасности САУ в воздухе.

УДК 629.7.05

А. В. ГРЕБЁНКИН, д. т. н., Д. Ю. ГЛАДКАЯ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

РЕАЛИЗАЦИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО СПОСОБА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЁТА НА РЕЖИМЕ «УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ»

Управление траекторным движением в вертикальной плоскости может быть реализовано по общему принципу для режимов стабилизации заданной высоты полета, захода на посадку и посадки, ухода на 2-й круг.

В общем случае многорежимное управление выполняется рулем высоты (основной управляющий сигнал) и интерцепторами (вспомогательный управляющий сигнал) по общему принципу: наведение вектора траекторной скорости на воображаемую точку («цель»), которая движется на постоянном (заданном) удалении от центра масс самолета ($L_{ц}$) по заданной траектории.

Основное управление выполняется рулем высоты в зависимости от режима полета.

Вспомогательное управление реализуется с помощью внутренних секций интерцепторов и имеет два режима:

Первый режим: на режимах заход на посадку, посадка (захват и стабилизация глиссады, выравнивание), уход на 2-й круг, выход на заданный эшелон к основному управляющему сигналу на руль высоты добавляется вспомогательный сигнал на секции интерцепторов в режиме непосредственного управления подъемной силой. Вспомогательное управление интерцепторами подключается на посадке в процессе захвата глиссады при условии нахождения самолета выше глиссады ($\Delta H_r \geq 0$), на высоте принятия решения при уходе на 2-й круг интерцепторы полностью убираются, а на посадке исполь-



зуется на этапе выравнивания совместно с рулем высоты (с высоты начала выравнивания до касания ВПП).

Второй режим: на режимах стабилизации высоты и вертикальной навигации к основному сигналу на управление тягой двигателей добавляется вспомогательный сигнал на секции интерцепторов в режиме управления силой лобового сопротивления для решения задачи стабилизации и отслеживания заданной приборной скорости совместно с автоматом тяги.

В статье рассматривается возможность формирования управляющих сигналов, обеспечивающих траекторное управление по заданной опорной траектории ухода на второй круг с выходом на заданную высоту эшелона. Формирование управляющих сигналов основано на принципе терминального управления погони за «целью», заданная траектория движения которой определяется по критерию запаса и рассеивания полной энергии для разгона и набора заданной высоты эшелона.

УДК 629.7.05

*А. В. ГРЕБЁНКИН, д. т. н.,
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»
С. А. КОСТИН
Группа компаний «Волга-Днепр»*

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОСАДКА САМОЛЕТА НА ВПП ПЕРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ В УСЛОВИЯХ СИЛЬНОГО БОКОВОГО ВЕТРА И ОТКАЗА КРИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

Важнейшей задачей является повышение эффективности летной эксплуатации воздушных судов нового поколения с сохранением или повышением уровня безопасности полетов в условиях расширения ожидаемых условий эксплуатации. Одним из путей решения этой задачи является разработка и внедрение высокоэффективных надежных систем автоматического управления, реализующих полностью автоматическую посадку, включая пробег по ВПП в широком диапазоне ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ). Повышение эффективности управляющих воздействий системы автоматического управления (САУ) в условиях расширения области ОУЭ может быть получено за счет включения в контур автоматического управления на пробеге вспомогательных управляющих сигналов на секции интерцепторов и системы

автоматического торможения колес, как вспомогательного средства борьбы с боковым выкатыванием.

Логика автоматического управления тормозами колес основных опор шасси и секциями интерцепторов сводится к следующим действиям:

1. По признаку обжатия передней стойки шасси и скорости движения по ВПП больше или равной 37 км/ч формируется управляющий сигнал, эквивалентный полному обжатию левой $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}=1$ и правой $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}=1$ педали тормоза. Изменение $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ и $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 0 (колеса полностью расторможены) до 1 (колеса полностью заторможены) выполняется за время увеличения гидравлического давления в тормозах колес до 95% от установившегося значения. В случае, если колеса не раскрутились, то давление в тормоза должно быть подано сразу же после задержки в 5 сек после получения сигналов обжатия передней стойки шасси.

2. В процессе пробега контролируется величина и направление бокового смещения самолета относительно оси ВПП (Z), величина и направление угла поворота носового колеса. При выполнении условий: носовое колесо обжато, $Z > 10$ м (смещение от оси ВПП вправо) и достигнут максимальный угол поворота носового колеса влево (носовое колесо на установленном соответствующем ограничении в течение двух секунд), формируется сигнал на растормаживание колес правой стойки шасси (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 1 до 0 за время в два раза быстрее, чем при торможении) и уборку секций интерцепторов на правом полукрыле. При условии устойчивого уменьшения угла поворота носового колеса до 0,5 от максимального значения (в интервале времени не менее 1 сек) формируется сигнал на полное торможение колес правой стойки шасси (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 0 до 1 за время увеличения гидравлического давления в тормозах колес до 95% от установившегося значения) и полный выпуск секций интерцепторов на правом полукрыле. Повторное срабатывание сигнала на раздельное торможение колес правой стойки шасси и уборку правых секций интерцепторов не допускается по причине увеличения длины пробега.

3. Аналогичные процедуры, но с тормозами колес левой стойки шасси и левыми секциями интерцепторов выполняются при выполнении условий: $Z < -10$ м (смещение от оси ВПП влево) и достигнут максимальный угол отклонения носового колеса вправо.

Предварительная оценка предлагаемого управления выполнена на примере автоматического пробега самолета Ту-204СМ по ВПП переменного состояния (участки влажной ВПП, покрытой слоем воды 5 мм различной протяженности) в условиях бокового ветра 15 м/с и отказа критического двигателя. Рассматриваются условия выхода самолета на режим глиссирования. Результаты математического моделирования показали, что без использования дифференциального торможения и дифференциального управления интерцепторами на пробеге максимальный боковой увод достигает величины



39 м при отклонении руля направления и носового колеса на максимальный угол. С использованием предлагаемой логики раздельного автоматического управления тормозами колес основных опор шасси и секциями интерцепторов в тех же условиях пробега обеспечиваются гарантированное удержание самолета на оси ВПП с максимальным боковым смещением 10 м и необходимый запас руля направления на маневрирование. Однако длина пробега в этом случае увеличивается на 150 м.

УДК 629.7.05

*Д. А. ИВЧЕНКОВ, П. Е. ДАНИЛИН, к. т. н., доцент,
И. В. КАЛИНИНА, к. т. н., доцент
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТЕЙ КРИВОЛИНЕЙНЫХ УЧАСТКОВ ТРАЕКТОРИИ

Рассматривается подход к формированию вертикального и горизонтального планов полета и их взаимодействию. Выдерживание временного графика это важная навигационная и экономическая задача авиации. Она затрагивает точное прохождение плана полета как в горизонтальной так и вертикальной плоскости, причем вертикальный план сложнее ресурсозатратнее по расчету, поскольку он в значительной мере зависит от текущих условий полета и заданных параметров плана полета.

Для повышения точности выдерживания заданного профиля в вертикальной плоскости требуется прецизионная информация о дальности полета как в наземном предварительном расчете, так и в процессе корректировки расчетов при изменении текущих условий полета. Повышение точности расчетов вертикального плана полета требует своевременной информации об этапе полета, текущем участке и типе этого участка, а также положении воздушного судна в пределах этого участка вместе с информацией о дальностях до границ участка.

Рассмотрен подход к уточнению дальностей участков за счет введения строгого разграничения участков и сегментов участков как на маршруте, так и на стандартных схемах. Производится расчет для каждого участка с учетом их совместного расположения, затем в полете происходит анализ текущего положения с целью получения пройденной и оставшейся дальности текущего участка, а также положения воздушного судна на заданной траектории. Полу-

ченная информация передается в алгоритмы вертикального плана вместе с данными горизонтального плана, что повышает корректность расчетов вертикальных точек и скоростей прохождения участков, тем самым повышая точность формирования выходного угла наклона траектории для автопилота.

В статье приведен анализ основных преимуществ дополнительных функций расчета дальностей на прямолинейных и криволинейных участках и определения траекторного положения воздушного судна. Проведено моделирование на различных маршрутах и схемах, состоящих из всех видов используемых участков. Разработанный в АО «МИЭА» динамический имитатор навигационной обстановки позволил провести моделирование в широком диапазоне полетных условий и ошибок в работе датчиков и систем. Результаты моделирования полетов в рамках разработки системы самолетовождения самолетов семейства МС-21 подтверждают обоснованность выбранных методов расчета.

УДК 629.7.05

*Е. Д. КОЛОТИЛОВ, к. т. н.,
П. Е. ДАНИЛИН, к. т. н., доцент,
Д. А. СТАРИЧЕНКОВ*

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ФПО В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИОННОЙ СРЕДЫ

Одним из основных этапов разработки бортового программного обеспечения (ПО) являются его испытания. Нормативными документами предусматривается этап предварительных испытаний (ПИ), на котором должны быть продемонстрировано выполнение функций, предписанных техническим заданием на ПО.

В настоящее время АО «МИЭА» выполняет разработку функционального программного обеспечения (ФПО НО) для объекта 45.03М. ФПО НО – сложная техническая система, решающая большое количество задач для обеспечения навигации, самолетовождения, инженерно-штурманских расчетов, а также обеспечивающая информацией другие бортовые системы, в том числе отвечающие за выполнение целевых задач объекта 45.03М. В связи с этим ФПО НО взаимодействует с большим количеством систем, датчиков и других ФПО, входящих в состав системы ИМА.



Для проведения испытаний ФПО НО должно функционировать в целевой среде и взаимодействовать с сопрягаемым оборудованием. С этой целью создается многофункциональный стендовый комплекс (МСК). В связи с длительными сроками поставки целевой бортовой цифровой вычислительной машины и многофункционального пульта управления, а также отсутствием ряда согласованных протоколов информационного взаимодействия, появилась необходимость проведения ПИ в условиях имитационной среды, обеспечивающей инфраструктуру проведения испытаний.

В докладе показана технология создания имитационной среды на МСК, приводится обзор требований к МСК для обеспечения информацией ФПО НО, описываются имитаторы, входящие в его состав, и решаемые ими задачи. В результате создания данной среды предварительные испытания ФПО могут быть проведены даже при отсутствии необходимых входных данных в полном объеме.

УДК 629.7.05

А. И. КОНДРАТЬЕВ

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ДОВОДКИ САУ

Методы идентификации систем находят применение при оценке погрешностей и корректировке математических моделей летательных аппаратов в процессе обработки результатов летных испытаний. Задача идентификации динамических систем формулируется как построение динамической модели системы по наблюдаемым (зарегистрированным) переходным процессам, а в более узком смысле — как определение истинных значений параметров объекта управления. В докладе приводятся примеры применения параметрической идентификации, а именно метода настраиваемой модели, при проектировании и доводке САУ.

Процесс разработки САУ до начала испытаний полностью опирается на математическую модель объекта управления (исходные данные по самолету); настройки САУ являются результатом процедуры синтеза, которая связывает их, явно или неявно, с характеристиками объекта управления и требованиями к качеству управления контура САУ. Процедура синтеза САУ в данной работе

строится в явном виде классическими частотными методами; в силу приближенного характера частотного синтеза теоретические соотношения, как правило, корректируются по результатам математического моделирования. Использование явной процедуры синтеза многократно упрощает разработку и доводку САУ в испытаниях, так как позволяет наилучшим образом встроить этап идентификации объекта в процесс разработки.

В первом случае, как только становятся известны результаты летных испытаний в штурвальном (ручном) режиме управления, при помощи идентификации производится оценка погрешностей математической модели объекта. Здесь необходимо отметить, что ряд характеристик самолета определяется в летных испытаниях на устойчивость и управляемость без применения аппарата идентификации систем. Использование методов идентификации позволяет частично автоматизировать и ускорить обработку летных испытаний самолета, а также получить полный набор характеристик объекта. Значительные погрешности математической модели приводят к деградации характеристик контура САУ по сравнению с расчетными характеристиками, полученными на этапах математического и полунатурного моделирования. Наличие явной процедуры синтеза позволяет после уточнения параметров объекта оперативно скорректировать законы управления для восстановления номинальных (расчетных) характеристик контура САУ. В данном случае доводка САУ на этапе летных испытаний сводится к минимуму.

В другом случае приходится выполнять доводку САУ во время ее испытаний. После определения погрешностей математической модели в КБ запрашивается корректировка исходных данных. Как правило, процесс корректировки математических моделей ЛА занимает длительное время и всегда запаздывает за программой испытаний (если вообще заканчивается до завершения программы). Выполнить доводку САУ по исходной математической модели достоверно не удастся, поэтому применение методов идентификации объекта управления приобретает ключевую роль для оперативной доводки САУ. Для эффективного применения результатов идентификации проектирование САУ должно быть формализовано в виде явной процедуры синтеза, определяющей настройки САУ в зависимости от характеристик объекта управления и требований к качеству управления.



УДК 629.7.05

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

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОКОМПОНЕНТНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ С РАЗЛИЧНЫМ УРОВНЕМ ГАРАНТИИ РАЗРАБОТКИ

Развитие авиации и неотложная необходимость сокращения расхода топлива, эмиссии и задержек рейсов требуют увеличения пропускной способности воздушного пространства и аэропортов и концентрируют внимание на предоставлении предпочитаемой траектории (по маршруту и профилю полета) каждому пользователю воздушного пространства. Это, в свою очередь, диктует необходимость совершенствования обслуживания по связи, навигации и наблюдению (CNS).

Эксплуатанты воздушных судов также находятся в поиске повышения эффективности путем реализации мер, позволяющих устанавливать возможно низкие минимумы и получать значительные преимущества в обеспечении безопасности полетов посредством использования заходов на посадку по спрямленным траекториям и наведения в вертикальной плоскости.

Разработанная ИКАО концепция Performance based navigation (PBN) – навигации, основанной на характеристиках, определяет требования к точности выдерживания навигационных параметров на различных этапах полета и в различных районах воздушного пространства в контексте активного использования GNSS. В соответствии с концепцией PBN заходы на посадку LP/LPV (заходы на посадку с точностью курсового радиомаяка) классифицируются как RNP APCH – заход на посадку на основе требуемых навигационных характеристик.

Повышенные требования по безопасности, которые предъявляются нормативными документами к обеспечению процедур захода на посадку LP/LPV вынуждают разработчиков программного обеспечения применять другие архитектурные решения на этапе проектирования бортового ПО, отличающиеся от реализации требований к задачам общего самолетовождения. Обособление компонентов приложения самолетовождения на платформе ИМА позволяет добиться снижения рисков и трудозатрат на его разработку.

В докладе рассмотрен полный жизненный цикл программного обеспечения самолетовождения для самолетов семейства МС-21 и описаны сопровождающие его мероприятия. Также рассматривается структура организации управления проектом разработки приложения ИМА внутри АО «МИЭА» и взаимодействие с внешними организациями.

УДК 629.73.02

Ю.И. СОЛОННИКОВ

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПРОБЕГА ПО ВПП В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И НАЗЕМНОГО СОСТОЯНИЯ ПОЛОСЫ

Пробег — заключительный этап посадки, начинающийся с момента касания самолета взлетно-посадочной полосы основными стойками шасси и заканчивающийся либо на скорости руления (50 км/ч), либо при полной остановке самолета.

Задачей управления на пробеге является удержание самолета в пределах взлетно-посадочной полосы (ВПП) и гашение его кинетической энергии с помощью последовательного применения всех доступных средств торможения.

Выполнение пробега летным экипажем в плохих метеорологических условиях является сложной задачей: выполнение режима возможно только при достаточной видимости ориентиров на ВПП, поведение самолета сильно зависит от внешних факторов, таких как состояния полосы, направление и сила ветра, положение точки приземления.

Автоматизация режима «Пробег» возможна при наличии на борту автоматической системы посадки, на которую накладываются дополнительно жесткие требования по точности и надежности. Такая система обеспечивает автоматическую посадку самолета без высоты принятия решения и без ограничений на условия видимости (ППВ категория), что повышает экономическую эффективность воздушного судна, а также снижает нагрузку на летный экипаж, поэтому разработка таких систем является актуальной задачей.

В данной работе проводится анализ технических требований, предъявляемых сертифицирующими органами к автоматической системе посадки с пробегом, и предлагается вариант алгоритма управления на режиме «Пробег», основанный на использовании сигналов наземной системы посадки ILS.

Испытания алгоритма проводятся для самолета Ту-204 СМ с помощью математического моделирования. Для воспроизведения точек касания ВПП, являющихся начальными условиями для режима «Пробег», проводится моделирование автоматической посадки с момента входа самолета в глиссаду (400 м) до скорости руления. Рассматривается набор расчетных случаев, охватывающих возможный разброс начальных условий: различные сочетания весов и центровок, действие ветровых возмущений, различное состояние ВПП, изменения характеристик системы посадки ILS.

Приводится анализ полученных результатов, показывают соответствие алгоритма требованиям по точности.



УДК 629.018

Д. М. ДЕМИДОВ, А. Ю. КРУПЕНИН, В. Л. ФЕДОТОВ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

РАЗВИТИЕ СТЕНДОВЫХ КОМПЛЕКСОВ АО МИЭА И ИННОВАЦИИ В ИХ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ

Современная авионика отличается многообразием бортовых систем и датчиков, средств их сопряжения и совместной обработки информации. В связи с этим стоит актуальная задача рационального выбора состава и структуры бортовых комплексов, тестирования блоков реального оборудования и бортового программного обеспечения на этапе наземной отработки до проведения дорогостоящих и рискованных летных испытаний. С этой целью для проведения наземных испытаний создают полунатурные стенды, которые способны программно и аппаратно воспроизводить работу оборудования, входящего в комплекс или систему, а также обеспечивают имитацию траекторного движения воздушного судна (ВС) на всех этапах полета. Такой подход дает возможность отработать основные режимы работы оборудования в благоприятных наземных условиях.

В работе описывается развитие стендовых комплексов АО «МИЭА» и инновации, используемые в их технической реализации. Состав бортового оборудования (БО) и требования, предъявляемые к испытаниям этого оборудования, в совокупности определяют облик стенда, включая аппаратную часть и его программный комплекс в составе математических моделей систем, датчиков и модели объекта, которая, в свою очередь, зависит от динамических свойств объекта.

В АО «МИЭА» существует обширный опыт по созданию полунатурных стендов не только для отдельных систем, входящих в сферу компетенций предприятия, но и для комплексов пилотажно-навигационного оборудования. В связи с внедрением в БО технологии интегрированной модульной авионики (ИМА), разработаны стендовые комплексы, предназначенные для создания функциональных приложений.

Разрабатываемые полунатурные стенды позволяют проводить не только статическую отработку БО с полной или частичной имитацией взаимодействующих систем, но и работу в динамическом режиме с полной имитацией режимов полета от взлета до посадки ВС.

В АО «МИЭА» тенденция развития стендового оборудования предполагает унификацию и стандартизацию комплектующих, сами стендовые комплексы обладают универсальным прикладным ПО управления интерфей-

сними платами имитаторов и математическими моделями объекта и систем. В части электрических связей оборудования стендов существует возможность быстрой перетрассировки сигналов без использования пайки и других средств термической связки.

УДК 625.7.018.7

*Е. Г. ХАРИН, д. т. н., профессор, В. А. КОПЕЛОВИЧ,
И. А. КОПЫЛОВ, д. т. н., с. н. с., А. В. ЯСЕНОК, к. т. н.,
Е. В. КЛАБУКОВ, А. Ю. МАКАРОВА, В. Б. ИЛЬИН, В. А. ЯКУШЕВ
ГНЦ РФ ОАО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова»*

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ И ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В ОАО «Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова» разработаны методы и средства летных испытаний инерциальных (ИНС) и инерциально-спутниковых (ИСНС) навигационных систем. Инерциальные системы относятся к критическим системам, обеспечивающим безопасное выполнение полета.

Разработанные методы и средства основаны на информационных, компьютерных и спутниковых технологиях и реализованы с применением комплекса бортовых траекторных измерений (КБТИ). В бортовом блоке КБТИ обеспечиваются траекторные измерения на основе встроенной в блок платы СНС, синхронизация информации бортовых систем с траекторными измерениями и регистрация всей этой информации. При наличии на борту ЛА инженера – экспериментатора осуществляется экспресс-анализ материалов в полете и управление летным экспериментом.

Данные дифференциального и дифференциально-фазового режима СНС в послеполетной обработке определяются с использованием измерений базовой контрольно-корректирующей станции. Комплексная обработка информация СНС и ИНС, реализованная на основе фильтра Калмана, позволяет сформировать высокоточные значения координат самолета, проекций его вектора скорости, истинного курса самолета от взлета и до посадки.

Оценка и анализ характеристик инерциальных и инерциально-спутниковых систем производятся в послеполетной обработке с использованием



программных комплексов (ПК) «Анализ» и «Эталон», разработанных в ОАО «ЛИИ им. М. М. Громова». ПК «Анализ» обеспечивает контроль сбойных значений, пересчет координат, интерполяцию, вычисление погрешностей параметров, их статистических оценок. В ПК «Эталон» реализован алгоритм оптимальной обработки информации, позволяющий оценить погрешности ИНС в определении координат, составляющих вектора путевой скорости, дрейфы гироскопов, погрешности акселерометров, неортогональности осей чувствительности ДУС (для БИНС).

В связи с особенностями для каждой ИНС или ИСНС разрабатывается отдельная методика. В методиках летных испытаний определяются трассы и режимы полетов, указываются средства обеспечения летных испытаний, необходимый объем материалов летных испытаний и последовательность действий для получения характеристик оцениваемых систем.

Оценивание автономного инерциального канала, спутникового канала и гибридного инерциально-спутникового канала производится независимо друг от друга. При наличии относительно больших по абсолютной величине погрешностей в любом из каналов выявляются причины их возникновения.

Отработку ИНС и ИСНС в заводских испытаниях и оценку характеристик в квалификационных испытаниях целесообразно проводить на летающих лабораториях, используя те же методы, что и в сертификационных испытаниях.

В качестве примера применения разработанных методов, средств и технологии рассматриваются летные испытания опытных образцов бесплатформенных инерциальных навигационных систем БИМС-Т и БИНС-СП, инерциально-спутниковой системы ЛИНС-100РС и др.

Применение разработанных методов и средств оценивания характеристик инерциальных и инерциально-спутниковых навигационных систем существенно снизило затраты на проведение летных испытаний, сократило сроки их проведения и обработки материалов.

УДК 629.015

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

АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БАРОВЫСОТЫ ПРИ ОТКАЗЕ РАДИОВЫСОТОМЕРА НА РЕЖИМЕ «ПОСАДКА»

Известно, что контроль высоты при заходе на посадку осуществляется по сигналам радиовысотомеров (РВ), и логика работы алгоритма при заходе на посадку построена таким образом, что при пропадании сигнала РВ или его отказе и при отсутствии параметра «Относительная баровысота» автоматический режим «Посадка» отключается.

Однако современные требования ИКАО [АС-120-29А, Критерий одобрения погодных минимумов для I и II категории посадки] предписывают выполнение режима «Посадка» по категории I (до высоты $H = 60$ м) и при отсутствии сигнала о радиовысоте ($H_{рв}$) или пропадании сигнала в процессе выполнения режима «Посадка». При этом при исправном параметре «Относительная баровысота» должен выполняться переход на относительную высоту $H_{баротн}$, а в случае отсутствия исправности относительной высоты при исправном параметре «Абсолютная баровысота» — переход на абсолютную высоту $H_{барабс}$.

Для обеспечения плавного перехода на абсолютную барометрическую высоту при отказе радиовысотомера разработан комплексирующий фильтр, формирующий $H_{фильтр}$, функционирование которого начинается с момента появления сигналов $H_{рв}$ и $H_{барабс}$, что обеспечивает слежение выходного сигнала фильтра за величиной радиовысоты даже в условиях флюктуационного характера изменения сигнала радиовысоты.

Результаты моделирования показали, что качество переходных процессов в случае использования фильтрованной высоты $H_{фильтр}$ не ухудшается и обеспечивается плавное управление в процессе выполнения режима «Посадка».



УДК 629.7.052

*С. А. ЧЕРЕНКОВ, Г. И. ЧЕШОКОВ, к. т. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, ПРОШЛОЕ, НАСТОЯЩЕЕ, БУДУЩЕЕ

В ряду большого количества самолетных корректируемых навигационных систем особое место занимают системы с автономной коррекцией по астроориентирам, позволяющей компенсировать кинетические погрешности и исключить нарастание ошибки инерциальной навигационной системы в определении местоположения объекта.

Все основные принципы автоматической астронавигации были разработаны и проверены на самолете Ту-16 в течение 1948-1955 гг., а несколько позже, в 1963 году, и на крылатой магистральной ракете «Буря» Генерального конструктора С. А. Лавочкина. Авторы проекта Б. Е. Черток, И. М. Лисович, Г. И. Васильев-Люлин за основу взяли методику, которой пользовались штурманы на море и в воздухе. Для создания новой системы навигации были сформулированы следующие три задачи: разработка автономной следящей системы за звездами, создание на подвижном объекте искусственной вертикали, построение счетно-решающего прибора. Достигнутые коллективом Б. Е. Чертока результаты в области автоматической системы астронавигации используются и в авиации, а И. М. Лисович и Г. И. Васильев-Люлин стали сотрудниками нашего института — ядром подразделения по созданию авиационных гироскопических приборов и систем.

В течение 1962–1967 гг. Московским институтом электромеханики и автоматики была разработана первая авиационная астроинерциальная система МАИС для сверхзвукового бомбардировщика-ракетоносца Т-4 (ОКБ «Сухого»). Испытания навигационного комплекса планировалось провести на втором образце самолета, однако работы по программе Т-4 были остановлены. Система МАИС не прошла производственную проверку, но многие принципиальные решения были использованы при разработке системы Л-14МА. Система Л-14МА для самолета Ту-95МС находится в эксплуатации с 1979 года, было изготовлено порядка 200 комплектов. Л-14МА построена по так называемой «разделенной» схеме, т. е. телеблок установлен на кардановом подвесе, следящие системы которого обеспечивают стабилизацию по курсу, крену, тангажу по сигналам от инерциальной гироплатформы. При массе 300 кг и энергопотреблении 1250 Вт система в астрорежиме определяет местоположение с точностью 9 км, курс с точностью 7 угл. мин, наработка на отказ 300 часов.

Система Л-41 для самолета Ту-160 имеет точностные показатели более высокого уровня по отношению к астроинерциальной системе первого поколения

Л-14 при меньшей массе (160 кг) и более высоким показателям надежности (наработка на отказ – 500 часов). Конструктивной особенностью системы Л-41 является расположение астрокорректора на азимутальной оси гиролатформы.

Астроинерциальным системам первого и второго поколения присущи недостатки, сужающие область их применения. Точность и надежность систем Л-14 и Л-41 ограничивается большим количеством вращающихся рамок (не менее пяти), необходимостью ультравысокой точности от преобразователей углов поворота, а также требованием регулярных наземных подкалибровок. Дополнительные бортовые стабилизационные платформы включают контактные кольца рамок, подшипники, электродвигатели. Указанные ограничения существенно уменьшаются при проектировании системы астронавигации на базе инерциальной лазерной бесплатформенной системы. Так реализована унифицированная система АНС-2009 по программе модернизации объектов «ВП-021», «70», «45.03». Бесплатформенная инерциальная навигационная система БИНС-СП и астровизирующее устройство (АВУ) жестко объединены в единую конструкцию, а иллюминатор АВУ при установке на борт закрывает отверстие в обшивке фюзеляжа. Системы приборных координат БИНС-СП и АВУ согласуются с секундной точностью устройством оптико-электронной привязки (УОП), что позволяет определять местоположение с точностью до 4 км, истинный курс не грубее 3 угл. мин., с временем определения астропоправок 5 минут. Масса системы 65 кг, потребляемая мощность не более 300 Вт, средняя наработка на отказ 3000 часов.

Дальнейшая задача — создание астроинерциальной навигационной системы нового поколения АИС-80 для вновь разрабатываемых комплексов ПАК ДА. Нужна система более точная, более надежная, с расширенными функциональными возможностями; с одной стороны адаптированная к жесточеным условиям эксплуатации, с другой — не требующая проектирования сверхдорогих новых производственных технологий и элементов на неопробованных физических принципах. Наиболее эффективно выглядит полный уход от вращающихся и контактирующих механических узлов. Проведен анализ всех возможных принципов построения АИС-80. Из двух наиболее продвинутых решений (широкопольный объектив и метод сканирования) для разрабатываемой системы АИС-80 обоснован метод сканирования.

Создается астроинерциальная навигационная система с подвижным узкопольным объективом и совмещенным информационным блоком. Прорабатывается возможность использования гироскопов на новых физических принципах (ММ ДУС, ВТГ), разрабатывается двухэтапный режим фиксирования небесных светил (фиксация, доведение), разрабатываются принципиально новые структурные и алгоритмические методы компенсации погрешностей, созданы оригинальные алгоритмы адаптации и микронавигации. Все это позволит получить навигационную систему нового качества.



УДК 629.7.05

*А. Н. ЧУКАЕВА, В. Е. КУЛИКОВ, д. т. н., профессор
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ ГРУЗА НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

Рассмотрено связанное движение системы «квадрокоптер — груз на внешней подвеске» в вертикальной плоскости. Подвижная система двух тел летательного аппарата (ЛА) и груза проанализирована в условиях действия на нее сил: тяги винтов, гравитации, инерции и сопротивления воздуха.

Объект управления — малогабаритный беспилотный ЛА типа квадрокоптер, конструктивный вариант которого представляет собой раму с четырьмя электродвигателями, вращающими четыре воздушных винта, регуляторы скорости вращения каждым винтом, платы управления и батареи. Управление ЛА в вертикальной плоскости осуществляется с помощью изменения общей тяги винтов и изменения угла тангажа. При этом угол курса удерживается постоянным, а угол крена — околонулевым.

В работе получена математическая модель системы при следующих допущениях: конструкция ЛА абсолютно жесткая, масса не изменяется, конструкция «груз — трос» представляет жесткий стержень, который соединен с ЛА посредством сферического шарнира, расположенного в центре масс ЛА, груз имеет форму шара.

Анализ полученной математической модели показал, что система неустойчива и требует разработки системы стабилизации с полностью наблюдаемым вектором состояния. Математическая модель системы «ЛА — груз», записанная в виде 4-х уравнений Ньютона для двух связанных тел, была приведена к уравнению маятника, закрепленного на свободном подвижном основании и имеющего собственное затухание, зависящее от аэродинамического коэффициента груза. Найден метод косвенного измерения угловой скорости и угла отклонения груза от вертикальной оси в режиме висения квадрокоптера с качающимся грузом.

Для синтеза системы управления квадрокоптером с подвешенным грузом был использован метод обратных задач динамики для формирования желаемых корней динамических звеньев в полном характеристическом полиноме замкнутой системы. Было введено управление ускорением квадрокоптера по горизонтальной оси для стабилизации движения маятника. Результаты моделирования замкнутой системы показали, что для малогабаритного квадрокоптера с грузом на внешней подвеске этот метод обеспечивает желаемые свойства устойчивости и высокого быстродействия синтезированной системы управления.

УДК 629.73.02

*А. М. ШЕВЧЕНКО, к. т. н., с. н. с., Г. Н. НАЧИНКИНА,
Институт проблем управления РАН
О. Б. КЕРБЕР, к. т. н., с. н. с., Ю. И. СОЛОННИКОВ,
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

МЕТОДЫ УЛУЧШЕНИЯ СИТУАТИВНОЙ ОСВЕДОМЛЕННОСТИ ЭКИПАЖА ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ

Устойчивой тенденцией последних лет в организации пассажирских и транспортных перевозок стало уплотнение трафика и расширение допустимых погодных условий эксплуатации воздушных судов (ВС). Поэтому вопросам безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (runway safety) уделяется повышенное внимание. Особую роль в вопросах безопасности авиационных перевозок играет «человеческий фактор».

При действии разнообразных возмущающих факторов и при возникновении нештатных режимов движения становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создание дружественной аудио-визуальной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. В работе предложены методы и алгоритмы прогнозирования движения ВС на наземных участках траектории.

Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов (ЛА). В наших работах сфера применения этого подхода расширена на наземные участки траектории путем добавления в уравнение баланса энергий нового члена, отражающего процесс поглощения энергии на преодоление механических сил торможения со стороны шасси.

Задача прогнозирования ставится как задача достижения терминального энергетического состояния. На этапах взлета – это устойчивый полет на заданной высоте, на этапах торможения – малая или нулевая скорость качения.

Найдено выражение для вычисления длины впередилежащего участка до точки принятия решения о возможности безопасного взлета и пролета над высотным препятствием

$$D_{\text{ТПР}}(t) = \left(g(H_{\text{преп}} - h(t)) + 0,5(V_2^2 - V(t)^2) - L_{\text{преп}} \right) / gn_x(t)$$

Это выражение инвариантно относительно массы. В точке траектории, где прогнозируемая длина этого участка обнуляется, прогнозная величина энергии будет достаточной для пролета над препятствием с требуемой скоростью. Коор-



дината этой точки вычисляется просто: $X_{ТПР}(t) = X(t) + D_{ТПР}(t)$. Найдена также формула для вычисления длины дистанции от текущего положения самолета до достижения скорости подъема носовой стойки.

На этапе торможения, выбрав критерий останова $V(t) \leq \varepsilon$, где ε – близкая к нулю малая величина, найдена прогнозная длина тормозного пути $D_{\text{торм}} = S(t)_{\text{прог}} = 0,5(V^2(t) - \varepsilon^2) / gn_x(t)$.

В поле зрения пилота может быть сформировано сообщение о резерве пробега относительно порога ВПП: $L_{\text{резерв}} = L_{\text{ВПП}} - x(t) - D_{\text{торм}}$.

Такое сообщение, будет облегчать принятие пилотом решения об экстренном торможении или в случае невозможности – об уходе на второй круг.

Прогноз не может совпадать с реальным процессом и всегда оказывается оптимистичным, т. к. основные силы торможения уменьшаются по мере снижения скорости движения. Для повышения достоверности прогноза в данной работе предлагается новый более эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования. Целью коррекции являлось приближение расчетной прогнозируемой дистанции до конечной точки пробега к фактической.

Повышение достоверности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования коэффициента коррекции $Q_{\text{кор}}$. Корректированная длина тормозного пути находится в виде $D_{\text{торм_кор}} = Q_{\text{кор}} D_{\text{торм}}$. При этом $Q_{\text{кор}} = Q_{\text{кор}}(J_i, k_{\text{торм}}, V)$, где J_i – признак режимов, V – скорость качения.

По результатам статистических испытаний во всех диапазонах масс и коэффициентов сцепления шасси с покрытием ВПП найдены средние значения ошибок прогнозирования для разных посадочных скоростей (приведены в таблице).

Таблица. Средние ошибки прогнозирования, м

Скорость касания, км/ч	180	200	220	240
На реверсном режиме	3,97	4,08	5,13	5,67
За весь тормозной путь	20,25	15,87	14,00	12,25

УДК 629.73.02

А. В. ЮКОВ, к. т. н., М. Ю. СОРОКИН
АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

ЛОГИЧЕСКАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ДЕТЕРМИНИРОВАННОГО МАГИСТРАЛЬНОГО ИНТЕРФЕЙСА ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОМПОНЕНТОВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

Современная система управления самолетным оборудованием представляет собой многопроцессорную систему, содержащую центральные и периферийные процессоры, связанные в контуры управления и контроля скоростными интерфейсами передачи данных.

В свою очередь, процесс передачи данных, а точнее его надежность и качество, оказывает значительное влияние на безопасность, технические характеристики и функционирование системы в целом.

Основная задача информационного обмена между компонентами системы управления — это обеспечение надежного взаимодействия функциональных процессов (прием, хранение, обработка и выдачи информации) в строго определенные временные интервалы.

Решение задачи обеспечения информационного обмена компонентов системы управления требует выполнения значительного числа операций, что влечет за собой необходимость организации сложной кооперации большого числа разработчиков. Это становится возможным лишь после разбиения задачи информационного обмена на отдельные функции и создания их спецификаций и принципов согласованного взаимодействия.

Логическая организация интерфейса включает в себя: логическую структуру интерфейса (логическая структура интерфейса может не совпадать с физической топологией интерфейса), протокол информационного взаимодействия компонентов системы, алгоритм доступа компонентов к общей среде информационного обмена.

Логическая организация интерфейса должна обеспечивать: требуемое качество и надежность взаимодействия функциональных процессов компонентов системы в целом, возможность сохранения работоспособности при отказе компонентов системы, включение в состав системы дополнительных блоков и линий связи без изменения технических и программных средств существующих компонентов.



Логическая организация интерфейса систем управления формируется, исходя из критериев безопасности, целостности данных, рабочих характеристик, верификации и валидации.

Совокупности связанных между собой компонентов системы управления, представляющих структуру системы в обобщенном виде и осуществляющих выполнение функциональных задач, может быть поставлен граф $I(K, S)$. Где K – конечное множество вершин графа, определяемое множеством компонентов системы, и S – конечное множество ребер графа, определяемое количеством информационных связей компонентов системы.

Формирование логической структуры интерфейса целесообразно проводить на основе результатов анализа структурно-топологических характеристик графа I . Полученный граф необходимо привести к одному из типовых графов, таких как последовательный, кольцевой, радиальный, древовидный, полный или магистральный. Также возможны и комбинированные графы, состоящие из набора типовых графов.

Анализ типовых графов и соответствующих им структурно – топологических характеристик (показатель избыточности связей R , показатель однородности E , показатель компактности Q , индекс центральности C) показывает, что ни одна из структур не имеет абсолютного преимущества.

Структура типа магистраль имеет наименьший показатель избыточности связей, а по остальным показателям близка к полному графу. Современные системы управления самолетным оборудованием характеризуются большим числом компонентов, значительным расстоянием между ними и необходимостью обеспечения минимальных массовых характеристик, что в свою очередь приводит к необходимости использования в системах управления самолетным оборудованием магистральных соединений, которые в целях обеспечения безопасности необходимо резервировать.

Обеспечение детерминированности информационного обмена приводит к необходимости разделения задачи информационного обмена на функцию управления процессом обмена информацией (контроллер) и функцию обеспечения процесса информационного обмена (абонент). Для обеспечения надежности функционирования интерфейса контроллер резервируется. Вне зависимости от количества устройств управления обменом информацией управление интерфейсом осуществляет только одно устройство. Перед началом процесса обмена информацией контроллер интерфейса осуществляет контроль исправности информационной шины и ее абонентов, устанавливая соединения со всеми абонентами.

Для обеспечения возможности доставки информационного сообщения, оно снабжается адресом компонента системы и адресом источника данного сообщения. На основании этих данных каждое сообщение перемещается независимо от остальных сообщений и компонентов системы. Каждый из компонентов системы, в том числе контроллер, имеет уникальный адрес.

Информация передается в кадрах установленного формата. Кадры содержат следующие поля: межкадровый промежуток, начало кадра, адрес, команда, данные, контрольная сумма, конец кадра.

Все устройства интерфейса (кроме передающего кадра) должны осуществлять прием информации только при условии совпадения собственного адреса с адресом, содержащимся в информационном кадре, и оценивать контрольную сумму передаваемых в кадре данных. При совпадении рассчитанной принимающими устройствами контрольной суммы с контрольной суммой, содержащейся в информационном кадре, устройства интерфейса должны передать источнику информации кадр, подтверждающий прием и исполнение.

При оценке логической организации интерфейса необходимо обосновать все требования к процессу передачи информации, провести испытания на воздействие внешней среды, разработать модели отказов элементов интерфейса и провести функциональные испытания в состоянии отказа и последующего восстановления работоспособности, провести тестирование контролера и абонентов интерфейса, а так же процедур управления, провести тестирование компонентов встроенного контроля интерфейса.



УДК 629.7.05

*А. С. ЮРЧЕНКО, В. Е. КУЛИКОВ, д. т. н., профессор
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

АЛГОРИТМ СОПРЯЖЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ В ЗАДАЧЕ ВЫХОДА НА ЗАДАННУЮ ВЫСОТУ ЭШЕЛОНА

Проведена оценка решения задачи автоматизации управления самолета при маневрировании в вертикальной плоскости. В качестве объекта управления выбран транспортный самолет. Управление по высоте происходит по сигналу заданной перегрузки. Управление приборной скоростью осуществляется автоматом тяги путем перемещения регуляторов управления двигателями. Математическая модель движения самолета представляет собой уравнения движения самолета в пространстве состояний.

Анализ существующих алгоритмов показал необходимость формирования нового подхода к управлению летательным аппаратом в вертикальной плоскости в целях плавного сопряжения отдельных участков полета по вертикальному профилю между собой. Предмет исследования — формирование координированного управления при переходе от режима стабилизации скорости через руль высоты к режиму стабилизации высоты в варианте совмещения конечных условий одного режима управления с начальными условиями включения следующего.

Для решения задачи был применен метод обратной задачи динамики — нахождение необходимого управления для известной заданной траектории движения самолета. Управление осуществляется по аналитически найденному сигналу заданной перегрузки для двух этапов — стабилизация скорости с набором/снижением высоты и стабилизация заданной высоты. Переход к режиму стабилизации высоты осуществляется с упреждением, которое определяется в момент совпадения фазовых траекторий двух сопрягаемых контуров управления при переходе из набора/снижения в режим стабилизации высоты. Набор высоты/снижение функционирует в статическом контуре, в режиме стабилизации высоты подключается астатический контур, который функционирует в малом диапазоне отклонений от высоты заданного эшелона.

Проведено математическое моделирование с применением полной модели движения самолета. Результаты моделирования показали, что подход, опирающийся на метод решения обратной задачи динамики, является физически обоснованным и позволяет в динамике переходных процессов безударно сопрягать участки стабилизации высоты и скорости полета при различной динамической интенсивности вертикального маневрирования самолета.

Секция 2. «Инерциальные системы»

Руководитель – д. т. н., доцент Е. А. Измайлов

УДК 681.5.07

к. т. н. В. В. АКИШИН, А. А. КОЗЛОВ, А. М. ШАМЛИЦКИЙ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ВЕРТОЛЕТЕ МИ-8

В конце 2015-го года были проведены летные испытания бесплатформенной инерциальной навигационной системы БИНС-СП-1 разработки АО «МИЭА» на вертолете Ми-8АМТШ(ВА). До этого времени институт не имел опыта эксплуатации БИНС на данном типе летательных аппаратов, при этом регулярно поднимается вопрос о проработке возможности установки испытанной БИНС на другие типы вертолетов.

Учитывая все вышеизложенное, необходимо проведение анализа результатов испытаний с целью выявления наиболее важных особенностей и закономерностей поведения БИНС при установке на вертолет. В докладе проведено рассмотрение основных особенностей эксплуатации БИНС на вертолете, выполнен анализ их влияния на точностные характеристики БИНС и сформулированы рекомендации по уменьшению их влияния.

Эксплуатация БИНС на вертолете Ми-8АМТШ(ВА) имеет ряд особенностей, в частности:

- значительный уровень вибраций в месте установки БИНС;
- малая конструктивная жесткость фюзеляжа вертолета;
- иные способы выполнения взлета, разворотов и прочих элементов полета.

Анализ полученных профилей и параметров испытательных полетов показал ряд явлений, влияющих на точность БИНС, нехарактерных для самолетов и не учтенных на этапе разработки, а именно:

- значительные угловые колебания и вибрации вертолета при подготовке к вылету;
- изменение уровня вибраций и угла тангажа в зависимости от скорости полета;
- высокие угловые скорости вращения вокруг вертикальной оси в процессе полета;
- наличие плоского разворота более, чем на 180° при взлете вертолета с места.



Оценка влияния вышеуказанных явлений на точность БИНС, произведенная по данным поведения ошибок автономного определения координат местоположения и составляющих путевых скоростей, позволила выработать комплекс мероприятий по устранению их влияния на работу системы в составе комплекса бортового оборудования вертолета.

УДК 681.5.07

В. Ф. БЕЛОВ, к. т. н., Н. П. ВАСИЛЬЕВА
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

РАЗРАБОТКА ПРЕЦИЗИОННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ДЛЯ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В инерциальных навигационных системах (ИНС) второго поколения И-11-1, И-21 для самолетов Ил-76, Ту-154М, Ту-160, Ан-124 и последующих поколениях возникла потребность в преобразовании аналоговых сигналов акселерометров в цифровой код в связи с применением в указанных системах цифровых вычислителей для решения алгоритмов ИНС. В системах первого поколения МИС-45, МИС-П применялись аналоговые вычислительные устройства.

Для обеспечения непрерывности преобразования сигналов акселерометров в цифровой код был применен принцип интегрирующего преобразователя напряжение-частота. Полученная на выходе последовательность импульсов, частота которых соответствует ускорению, суммируется в счетчиках и в виде двоичного кода передается в вычислитель ИНС. Для И-11-1 в середине 70-х на этом принципе был разработан преобразователь интегрирующий компенсационный — ПИК, а в период до 1985 г. разработан и передан в серийное производство многофункциональный блок ПИК-5 для И-21, в состав которого входил собственно преобразователь сигналов акселерометров (ПСА).

Далее для ИНС третьего поколения И-42-1С был разработан ПИК-6 (функционально — ПСА), характеристики которого были значительно улучшены в сравнении с ПСА в ПИК-5. Так коэффициент передачи увеличен до 2000 Гц/В (174 Гц/В), погрешность коэффициента передачи уменьшена до 0,05% (0,15%), расширен диапазон рабочей температуры окружающей среды — от минус 20°С до +70°С (от —15°С до +55°С). Для бесплатформенных

систем (БИНС) — БИНС-77, БИНС-85, также относящихся к третьему поколению, потребовалось увеличить разрешающую способность преобразователя на порядок. С этой целью был разработан ПМКА, структура которого принципиально отличалась от преобразователей ПИК. В основе остался аналоговый интегратор со значительно улучшенными характеристиками, высокое разрешение обеспечивал 16-разрядный аналого-цифровой преобразователь (АЦП), измеряющий с требуемой периодичностью выходное напряжение интегратора. Полученный двоичный код скорости формировался в цифровой части ПМКА в требуемый формат для передачи в вычислитель ИНС.

Работы по созданию БИНС четвертого поколения для военной авиации (ВА) — БИНС-СП-1, БИНС-СП-2 потребовали существенного улучшения точностных и массо-габаритных характеристик ПСА. Для системы БИНС-СП-1 был разработан многофункциональный субблок ПСД-1. Кроме ПСА в ПСД-1 преобразуются в код сигналы: лазерных гироскопов, датчиков угловой скорости ЛГ, датчиков температуры и сервисные сигналы. Здесь в ПСА впервые в наших системах применен вместо аналогового интегратора, принимающего сигнал акселерометра, высокоточный АЦП с Delta-sigma ($\Delta\Sigma$) модулятором — микросхема AD7710SQ.

24 разрядный двоичный код на выходе такого АЦП представляет среднее значение входного сигнала на интервале измерения. Контроллер АЦП обеспечивает автоматическую калибровку и хранение поправочных коэффициентов смещения нуля и коэффициента передачи. Управляет работой преобразователей и выполняет обмен с вычислителем ИНС контроллер ПСД-1. Для систем БИНС-СП-2, БИНС-2015 разработаны функционально законченные преобразователи сигналов акселерометров ПСА-1 и ПСА-2. В качестве АЦП в ПСА-2 применен современный $\Delta\Sigma$ АЦП ADS1281 с более чем на порядок лучшим разрешением и температурным дрейфом смещения нуля в сравнении с предыдущими АЦП такого типа. Однако на данном этапе разработки ПСА-2 возможности ADS1281 не полностью реализованы, поэтому исследования должны быть продолжены с целью определения способов достижения высоких результатов.

Таким образом, на всех рассмотренных этапах создания ИНС были разработаны и освоены в производстве ПСА с характеристиками, удовлетворяющими требования систем.

Опыт разработки и применения ПСА подводит к выводу о перспективности применения $\Delta\Sigma$ АЦП в будущем. При этом должно быть уделено особое внимание защите $\Delta\Sigma$ АЦП от различного рода помех.



УДК 621.3.078.4

*М. В. БОРИСОВ, М. А. ЗАХАРОВ,
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»
А. И. ЧЕРНОМОРСКИЙ, к. т. н., доцент
Московский авиационный институт*

ЗАВИСИМОСТЬ ДИФРАКЦИОННЫХ ПОТЕРЬ В ЛАЗЕРНОМ ГИРОСКОПЕ ОТ ДЕФОРМАЦИЙ ОПТИЧЕСКОГО КОНТУРА ЕГО КОЛЬЦЕВОГО РЕЗОНАТОРА

Из работ Филатова Ю. В., Aronovitz F. и др. известно, что порог синхронизации встречных волн (ПСВВ) в лазерном гироскопе (ЛГ) зависит от амплитуд и фаз обратно рассеянных волн в кольцевом резонаторе (КР). Кроме отражающих элементов, образующих КР, дополнительным источником обратного рассеяния лазерного излучения является селективирующая диафрагма. Статистический анализ функциональных и точностных параметров ЛГ серийного выпуска и экспериментальные исследования подтвердили факт наличия зависимости ПСВВ от величины дифракционных потерь A_D , определяемых размерами селективирующей диафрагмы, качеством юстировки и геометрической формой сферических зеркал.

Экспериментальные исследования показали, что увеличение дифракционных потерь КР связаны с работой системы регулирования ЛГ. Характерными причинами, влияющими на изменение дифракционных потерь A_D в КР являются: величина предельного отклонения поверхности подложки зеркала пьезокорректора (ПК) от сферической поверхности, неравномерность толщины мембраны подложки зеркала ПК, отклонения геометрии мембраны от радиальной симметрии.

В первом случае при полировании подложек зеркал ПК возникают отклонения относительных высот профиля поверхности подложки от сферической поверхности. Предельное отклонение ΔZ от сферической поверхности, превышающее 0,01 мкм, влияет на величину A_D за счет изменения характера распределения лазерного излучения в сечении селективирующей диафрагмы КР. Для подложки зеркала ПК с радиусом кривизны 6 м изменение стрелы прогиба на 20 нм на диаметре 5 мм равносильно отклонению радиуса кривизны на ± 25 см. Юстировка сферических зеркал ПК при $\Delta Z > 0,02$ мкм затруднена, а при более высоких отклонениях от сферической поверхности невозможна.

Во втором случае неравномерность толщины мембраны подложки зеркала ПК и ее отклонения от радиальной симметрии в процессе стабилизации периметра вызывают перекося отражающей поверхности, порожда-

ющий смещение оптической оси КР относительно центра селектирующей диафрагмы и рост дифракционных потерь. Отклонение оптической оси КР относительно центра диафрагмы характеризуется смещением в сагиттальной плоскости h_x и смещением в меридиональной плоскости h_y . Для оценки перекосов оптической оси КР удобно использовать величину относительной разъюстировки — отношение смещений оптической оси h_x, h_y к диаметру лазерного луча $2_{wx}, 2_{wy}$ в сечении селектирующей диафрагмы в сагиттальной XZ и меридиональной YZ плоскостях КР. Расчет параметров h_x, h_y и $2_{wx}, 2_{wy}$, а также оценка влияния перекосов ПК на относительную разъюстировку выполнен методом расширенных лучевых матриц [Джерард А., Берч Дж. Введение в матричную оптику]. На основании результатов работы Кубарева В. В. проведена оценка влияния разъюстировок зеркал на величину дифракционных потерь на основной ТЕМ00 и поперечных ТЕМ10 и ТЕМ01 модах.

В случае, когда смещение луча относительно диафрагмы отсутствует, типичная величина дифракционных потерь основной моды составляет 0,0015%–0,005% при уровне селекции мод около 0,0182%–0,052%. Приемлемое значение дополнительных потерь целесообразно ограничить величиной $0,5A_D$. Для выполнения этого условия во всем динамическом диапазоне регулирования периметра рекомендуемые значения относительной разъюстировки $h_x/2_{wx}$ и $h_y/2_{wy}$ не должны превышать величин $0,068 \div 0,07$ и $0,067 \div 0,069$ соответственно по каждой оси в отдельности (для диафрагмы овальной формы). Предложена конструкция ПК, нивелирующая неточности изготовления мембраны подложки его зеркала.

Предложен метод оценки относительной разъюстировки КР на основе использования зависимости интенсивностей лазерного излучения на центрах кривых усиления активной среды в диапазоне регулирования периметра ЛГ от напряжения на ПК. Метод позволяет на ранних этапах производства проводить распределение кольцевых резонаторов по группам, соответствующим классам точности навигационных систем с лазерными гироскопами.



УДК 621.391.14

*Н. Б. ВАВИЛОВА, к. ф.-м. н., А. А. ГОЛОВАН, д. ф.-м.н., с. н. с.,
И. А. ВАСИНЕВА, А. В. КОЗЛОВ, к. ф.-м. н.,
Н. А. ПАРУСНИКОВ, д. ф.-м. н., проф.
Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова*

*О. А. ЗОРИНА, к. ф.-м. н., С. Е. КУХТЕВИЧ, к. ф.-м. н., А. В. ФОМИЧЕВ к. ф.-м. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

МЕТОДЫ КАЛИБРОВКИ БЕСКАРДАННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ГРУБЫХ И ТОЧНЫХ СТЕНДАХ

Калибровка чувствительных элементов — необходимый этап технологического производства бескарданных инерциальных навигационных систем (БИНС). Калибровка состоит в определении параметров математической модели инструментальных погрешностей инерциальных датчиков с целью последующей компенсации этих погрешностей в режимах выставки и навигации. Математическая модель погрешностей задается априорно.

В лаборатории управления и навигации МГУ имени М. В. Ломоносова разработаны методы калибровки БИНС в сборе на грубых и точных стендах. Первоначально метод сформулирован применительно к грубым стендам. Под условным термином «грубые» принимаются стенды, в которых нет угловой информации об ориентации платформы стенда относительно его корпуса. Теперь эти методы распространены на калибровку при использовании точных стендов. Одним из важных направлений развития метода является температурная калибровка БИНС.

Задача калибровки методически сводится к оценке вектора состояния, включающего в себя параметры инструментальных погрешностей инерциальных датчиков — гироскопов, акселерометров. К их числу относятся систематические составляющие дрейфа датчиков угловой скорости (ДУС), смещения нулей акселерометров, соответствующие погрешности масштабных коэффициентов, перекосы осей чувствительности. В зависимости от типа ДУС могут быть добавлены параметры динамических дрейфов. Для решения задачи применяется алгоритм оценивания калмановского типа. Эксперимент должен состоять из трех циклов с горизонтальной осью вращения, в каждом из которых ось вращения стенда совмещается с одной из осей приборного трехгранника БИНС.

В работе представлены математические модели алгоритма калибровки, план эксперимента, описываются преимущества метода и результаты ковариационного анализа его точности. Приводится пример обработки реальных данных эксперимента на стенде IXBlue EVO-30L с системой БИНС-СП-2М, показывающий перспективность применения метода калибровки на точном стенде МИЭА.

УДК 531.383.11; 531.714.7

Д. Н. ВОРОБЬЕВ, А. В. КОНДРАТЬЕВ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА КОМПЕНСАЦИИ ДРЕЙФА МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ В РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ

Несмотря на тщательную калибровку микромеханических гироскопов в заводских условиях и алгоритмическую компенсацию систематических составляющих в процессе эксплуатации гироскопа, всегда имеет место недокомпенсированная величина нулевого сигнала, вызванная случайной составляющей дрейфа, температурным гистерезисом, изменением систематической составляющей от запуска к запуску. Задача компенсации этих остаточных явлений является весьма актуальной для улучшения точностных характеристик гироскопа.

Разработан метод компенсации систематической составляющей дрейфа, включающий прогнозирование, оценку поправки и компенсацию.

Математическое моделирование алгоритма позволило выбрать оптимальные значения коэффициентов и установить граничные условия при выборе поправок.

Экспериментальные исследования показали, что реализация разработанного метода компенсации дрейфа гироскопа в рабочем режиме позволила снизить его величину с $0,2^\circ/\text{с}$ до $0,02^\circ/\text{с}$.



УДК 531.383.11; 531.714.7

Д. Н. ВОРОБЬЕВ, Н. Н. КРАЙНЕВА, Ю. Ю. ЗВЕРЕВА
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

Совершенствование конструкции и технологии изготовления микро-механических гироскопов позволило существенно улучшить их точностные характеристики. Так, если микромеханические гироскопы американской фирмы Analog Device выпуска 1995 года имели нестабильность нулевого сигнала $500\text{ }^\circ/\text{ч}$, то в 2015 г. норвежской фирмой поставляется на мировой рынок трехосный микромеханический гироскоп STIM210 со стабильностью нулевого сигнала $0,5\text{ }^\circ/\text{ч}$, а французской фирмой Sagem — одноосный микро-механический гироскоп GM1180 со стабильностью нулевого сигнала $0,2\text{ }^\circ/\text{ч}$. Более того, имеются сведения, что фирмой Sonopog разрабатывается микро-механический гироскоп со стабильностью нулевого сигнала $0,04\text{ }^\circ/\text{ч}$. Однако эти характеристики получены при неизменной температуре окружающей среды.

Чтобы достичь таких точностей на практике, необходимо скомпенсировать нулевой сигнал до этого уровня в условиях изменения температуры окружающей среды от $(-60)\text{ }^\circ\text{C}$ до $(+75)\text{ }^\circ\text{C}$ и учесть его изменение от запуска к запуску.

С этой целью были разработаны методики калибровки микромеханических датчиков и алгоритмы учета изменения нулевого сигнала от температуры и от запуска к запуску.

Для компенсации температурной зависимости на этапе технологической отладки проводится калибровка датчиков, и полученные значения калибровочных коэффициентов заносятся в память микроконтроллера для дальнейшей алгоритмической компенсации в процессе полета.

Разработанные методики компенсации погрешности учитывают различный характер изменения температурной зависимости от запуска к запуску.

Эксперименты показали, что предложенные методики и алгоритмы позволяют снизить температурную нестабильность в запуске в 10 раз, а нестабильность от запуска к запуску в 4 раза.

УДК 531.383.11; 531.714.7

*В. И. ГАЛКИН, к. т. н., А. Г. КУЗНЕЦОВ, д. т. н., доцент,
Н. А. ГОЛОВАНОВ, к. т. н., Б. И. ПОРТНОВ,
А. П. КИРЮШКИН, А. В. МОЛЧАНОВ, к. т. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ ДЛЯ ПИЛОТАЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Гироскопические приборы, построенные на базе микромеханических гироскопов и микромеханических акселерометров, получили широкое распространение в аэрокосмических системах благодаря таким преимуществам как высокая надежность работы — технический ресурс не менее 40.000 часов, чрезвычайно малое энергопотребление — в пределах нескольких ватт и миниатюрные размеры.

В АО «МИЭА» за период 2005–2015 гг. разработан целый ряд микромеханических приборов: одноосный датчик угловых скоростей ДУС-ММА для замены морально устаревших ДУСУ-М; трехосные измерители параметров движения — угловых скоростей и линейных ускорений: ИПДММ-1 для модернизированной комплексной системы управления КСУ-31 самолета МИГ-31 и ИПДММ-2 для вновь разрабатываемого информационно-вычислительного комплекса ИВК-КСУ-МС-21 среднемагистрального самолета МС-21; трехосный микромеханический датчик угловых скоростей с аналоговым выходом информации БДГ-30-1.01 для модернизации комплексной системы управления КСУ-130 самолета Як-130.

Кроме того, разработан микромеханический блок чувствительных элементов БЧЭММ-1, представляющий собой миниатюрную курсовертикаль, предназначенную для использования в качестве резервного прибора для определения углов ориентации при отказе на борту высокоточной бесплатформенной навигационной системы и в качестве автономной курсовертикали в беспилотных летательных аппаратах.

Разработанные приборы успешно прошли наземные испытания, а многие из них и летные испытания. Как показали результаты испытаний, разработанные приборы существенно превосходят аналогичные серийно выпускаемые приборы ДУСУ-М и БДГ-30-1 по показателям надежности, в несколько раз меньше потребляют электроэнергию и имеют улучшенные точностные характеристики.

Намечена программа дальнейшего совершенствования микромеханических приборов, в том числе программа импортозамещения. В рамках этой программы разработаны и прошли конструкторские испытания: одноосный



датчик угловой скорости ДУС-ММА-1, построенный на микромеханическом гироскопе отечественного производства фирмы АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», трехосный микромеханический блок гироскопов БМГ-1 и трехосный микромеханический блок акселерометров БМА-1, построенные на базе микромеханических элементов китайского производства.

Разработанные приборы предназначены для комплексных пилотажных систем управления широкого класса летательных аппаратов: самолетов и вертолетов гражданского и военного применения, беспилотников, крылатых ракет. Кроме того, они могут быть с успехом использованы и в космических системах, в наземных и морских перемещающихся объектах.

УДК 629.7.054.07

С. Ю. ДЕНИСОВ,

В. И. АКИЛИН, к. т. н., Московский авиационный институт,

А. А. СМИРНОВ, В. С. АНИКЕЙЧЕВ,

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КВАРЦЕВЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

В настоящее время к основным информационным комплексам, используемым для управления полетом летательных аппаратов (ЛА) различного назначения, относятся бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС). В качестве чувствительных элементов, применяемых в данных БИНС и служащих для получения первичной информации о действующих на ЛА линейных ускорениях, используются «сухие» кварцевые маятниковые акселерометры.

В связи с резким повышением объема выпуска акселерометров в ближайшие годы, определяемым существенным ростом количества выпускаемых ЛА, возникает проблема стабилизации выходных параметров данных приборов, полученных после их изготовления в условиях серийного производства. Она усиливается тем, что прибор имеет неразборную конструкцию.

В целях решения проблемы стабилизации выходных параметров акселерометров, полученных после их изготовления в условиях серийного производства, были предложены следующие мероприятия:

— осуществление контроля прибора с помощью компьютерно управляемого автоматизированного рабочего места (АРМ), во время которого акселерометр, закрепленный в технологическом приспособлении, подвергают воздействию температуры по циклу, задаваемому устройством управления АРМ. В процессе изменения температуры по установленному алгоритму, моделирующему температурный режим БИНС в рабочих условиях, через определенные промежутки времени осуществляют последовательно контроль выходных параметров акселерометра,

— проведение технологической приработки собранных приборов, заключающейся в циклическом воздействии на них температуры окружающей среды по следующему алгоритму: первоначально нагретый до рабочей температуры, равной $+30^{\circ}\text{C}$, прибор охлаждался до -60°C , далее нагревался до температуры $+85^{\circ}\text{C}$, после чего вновь охлаждался до $+30^{\circ}\text{C}$; после воздействия на прибор каждого термоцикла с помощью АРМ проводится контроль выходных параметров акселерометров,

— создание методики алгоритмической компенсации систематической составляющей температурной погрешности акселерометров, заключающейся в аппроксимации изменения выходных параметров приборов от температуры окружающей среды полиномом вида $y = ax^6 + bx^5 + cx^4 + dx^2 + ex + fx + g$, исходя из условия получения допустимой остаточной величины погрешности прибора; в уравнении полинома y — поправка к выходному сигналу акселерометра, вытекающая из данного полинома, a, b, c, d, e, f, g — коэффициенты, x — величина температуры окружающей среды; коэффициенты полученного полинома заносятся в программу обработки информации вычислительным устройством БИНС.

Проведенные мероприятия позволяют сократить время контроля выходных параметров прибора, осуществить компенсацию основной части систематической составляющей их температурной погрешности и снизить разброс нестабильностей выходных параметров акселерометров: нулевого сигнала и погрешности базы в 2,9 раза, а масштабного коэффициента в 1,6 раза.



УДК 621.391.14

*О. А. ЗОРИНА, к. ф.-м. н.,
Н. А. ПАРУСНИКОВ, д. ф.-м. н., профессор,
Н. Б. ВАВИЛОВА, к. ф.-м. н., А. А. ГОЛОВАН, д. ф.-м. н., с. н. с.,
И. А. ПАПУША, к. ф.-м. н.
Московский университет им. М. В. Ломоносова
С. Е. КУХТЕВИЧ, к. ф.-м. н., Е. А. ИЗМАЙЛОВ, д. т. н., доцент,
А. В. ФОМИЧЕВ, к. ф.-м. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ АВТОНОМНОГО РЕЖИМА БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНТЕГРАЦИИ

К современным бесплатформенным инерциальным навигационным системам (БИНС) предъявляются достаточно жесткие требования по точности навигационного счисления и по условиям эксплуатации. Прежде всего, БИНС должна обеспечивать требуемые точности в условиях длительного полета и/или интенсивного маневрирования.

Наличие автономной инерциальной информации и навигационных решений СНС, а также данных, указывающих на неподвижность объекта в течение некоторого времени на аэродроме базирования, позволяет построить алгоритм комплексной обработки информации (КОИ) с целью оценки ряда погрешностей БИНС, которые могут быть использованы далее в автономном режиме функционирования этой системы. Как показала практика, алгоритм КОИ позволяет повысить точность автономного инерциального решения.

Данный алгоритм решает следующие задачи:

- оценка погрешностей навигационного счисления БИНС;
- оценка инструментальных погрешностей БИНС;
- оценка погрешностей начальной выставки БИНС;
- использование полученных оценок инструментальных погрешностей БИНС с целью повышения точности инерциального режима в последующих полетах.

Доклад посвящен структуре алгоритма КОИ, решающего указанные задачи, и результатам летных испытаний систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 на объектах Як-130 и Су-35С, подтвердившим улучшение точностных характеристик автономного счисления БИНС после внедрения алгоритма.

УДК 531.383.11; 531.714.7

Е. В. КУЗИН, А. А. КРИВОШЛЫКОВ

АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

Динамические характеристики гироскопов — фазовое запаздывание и понижение амплитуды измеряемой угловой скорости на полосе пропускания частот являются важнейшими показателями качества работы гироскопов. Для определения этих параметров экспериментально снимают амплитудно-частотные (АЧХ) и фазо-частотные (ФЧХ) характеристики.

Для определения динамических характеристик разработана методика снятия амплитудно-фазовых частотных характеристик (АЧФХ) микромеханических гироскопов с выдачей информации в аналоговом виде — блок демпфирующих гироскопов БДГ-30-1.01 и в цифровом виде — трехосный измеритель параметров движения ИПДММ-1.

Испытания проводились на высокоточном одноосном поворотном столе Simex ONE-V швейцарской фирмы ACUTRONIC.

Для обеспечения выполнения испытаний решены следующие задачи:

— разработано программное обеспечение, реализующее прием данных с цифрового канала ИПДММ-1 по протоколу ARINC 429 и с аналогового канала датчика угловой скорости поворотного стола и синхронизацию получаемых данных;

— разработан комплекс алгоритмов обработки информации, накапливаемой в процессе испытаний, и ее представления в удобном виде для анализа и контроля параметров АЧФХ.

— создана методика и инструкция определения АЧФХ ИПДММ-1 и БДГ-30-1.01.

Сформирована структура автоматизированного рабочего места и экспериментально отработана методика проведения испытаний. Разработан пакет технологических программ, обеспечивающих синхронизацию информации, снимаемой с поворотного стола, с информацией, снимаемой с микромеханического гироскопа. Кроме того, пакет программ предоставляет результаты постобработки накопленной информации в виде графиков АЧХ, ФЧХ, а также таблицы сравнения заданных по ТЗ и измеренных значений фазового запаздывания и понижения амплитуды в контрольных точках.



УДК 621.3.078.4

*А. М. ОСИПОВ, к. т. н., А. Л. ШОЛОХОВА, к. т. н.
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

ПОДСИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ ВИБРАЦИОННОЙ ЧАСТОТНОЙ ПОДСТАВКИ В ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПАХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Вибрационная частотная подставка служит для уменьшения ошибки измерения малых угловых скоростей лазерным гироскопом (ЛГ) на основе кольцевого лазера (КЛ) с механическим вибратором.

В случае построения схемы как автогенератора (с положительной обратной связью) колебания происходят на собственной частоте механического резонатора, которая лежит в пределах от 360 до 430 Гц. В этом случае достигается наименьшее потребление энергии при заданной амплитуде колебаний.

Амплитуда колебаний (от 0,25 до 3 угл. мин) стабилизируется с помощью отрицательной обратной связи, включающей датчик угловой скорости, интегратор, формирователь пачек импульсов информационных сигналов, контроллер частотной подставки и выходной усилитель импульсов возбуждения.

Для обеспечения гарантированного возбуждения колебаний («мягкий» запуск) в подсистему регулирования введен генератор последовательности импульсов частотой 400 Гц, который обеспечивает принудительное формирование колебаний до определенного значения амплитуды, после чего замыкается обратная связь и система переключается на работу в режиме автоколебаний на собственных частотах КЛ.

После поджига КЛ стабилизация амплитуды колебаний происходит с использованием пачек импульсов, формируемых подсистемой обработки информационных квадратурных сигналов, которые используются для подсчета приращений углов, измеряемых ЛГ.

Пачки импульсов суммируются за каждый период колебаний, при этом код суммы пропорционален изменению угла перемещения. Для исключения влияния угловой скорости на амплитуду колебаний в схему введен цифровой фильтр, корректирующий измеренное значение кода.

Амплитудная модуляция механических колебаний вводится путем запрета и разрешения импульсов непосредственно на входе формирователя выходных сигналов возбуждения. При этом в каждом периоде амплитуда механических

колебаний изменяется, но среднее значение амплитуды, измеренное за достаточно протяженный период времени, остается постоянным.

Случайный характер модуляции амплитуды обеспечивается применением для формирования сигналов запрета выходных импульсов сдвигового регистра с комбинированной обратной связью.

Для системы БИНС-СП-2М на базе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) разработан трехканальный контроллер частотной подставки, который применен в составе преобразователя сигналов датчиков ПСД-2. Управление значениями амплитуды колебаний в ПСД-2 с шагом 15 угл. с может осуществляться системным вычислителем индивидуально для каждого из трех ЛГ путем записи соответствующих кодов в регистры управления контроллера, что позволяет устанавливать разные амплитуды колебаний на разных стадиях работы для отдельных каналов.

Предложенный принцип построения подсистемы частотной подставки обеспечивает высокую стабильность среднего значения амплитуды колебаний, модуляцию амплитуды с определенной глубиной и псевдослучайный характер изменения амплитуды с распределением значений по закону, близкому к нормальному.

УДК 629.7.05

Ю. Г. ПАПЕНКОВ, И. А. ШАРАПОВ, С. В. КРУЗЕ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДОБРОТНОСТИ КОРПУСА БЛОКА ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ СЕМЕЙСТВА СИСТЕМ БИНС-СП ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВЫПУСКА 2010–2015 ГГ.

В настоящее время высокоточные бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) на лазерных гироскопах являются основным средством навигации летательных аппаратов. Опыт разработки лазерных гироскопов для высокоточных БИНС показывает, что основной погрешностью этих приборов является случайный дрейф. Другой проблемой является улучшение эксплуатационных характеристик, определяемых конструкцией. В семействе систем БИНС-СП используется блок чувствительных элементов, который условно делится на: блок лазерных гироскопов (БЛГ), блок акселерометров (БА) и сервисную электронику. Блок лазерных гироскопов пред-



ставляет из себя корпус, в котором закреплены три кольцевых лазера. Как показала практика, корпус БЛГ является одним из элементов, оказывающих влияние на точностные характеристики БЛГ и одной из характеристик, определяющих качество корпуса, является его добротность.

На базе АО «МИЭА» в период 2010–2015 гг. проводились исследования параметра добротности корпусов БЛГ. Для данных исследований была разработана методика измерения добротности корпуса. Методика постепенно дополнялась по мере проведения дополнительных исследований.

За период 2010–2013 гг. корпуса БЛГ проверялись в нормальных климатических условиях, практически все корпуса удовлетворяли по показателям добротности.

В течение 2013–2014 гг. проводились дополнительные проверки на пониженных (минус 30 °С, минус 60 °С) и повышенных температурах (60 °С). В ходе данных исследований большинство корпусов проходило проверку с положительным результатом.

В период с начала 2015 г. методика проверки при отрицательной температуре позволила ужесточить требования к добротности корпуса, что привело к более жесткой отбраковке корпусов БЛГ.

По результатам проведенных исследований составлены таблицы данных, выполнены дополнительные расчеты и построены графики, отображающие средние значения добротности за периоды времени.

В связи с введением проверки добротности на пониженных температурах количество отбраковываемых корпусов увеличилось, в то же время это позволило обеспечить стабильную работу БЛГ на отрицательных температурах.

УДК 629.7.054.07

О. О. ПИВОВАРОВ, А. А. АНДРОСОВ
АО «Утёс», г. Ульяновск

ВЛИЯНИЕ КОЭРЦИТИВНОЙ СИЛЫ И ОСТАТОЧНОЙ НАМАГНИЧЕННОСТИ КОМПОНЕНТОВ МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА НА ТЕМПЕРАТУРНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ КРУТИЗНЫ ВЫХОДНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ КВАРЦЕВЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

Данная работа проводилась с апреля 2013 г. по декабрь 2014 г. на АО «Утёс», г. Ульяновск. Целью работы было наладить стабильный выпуск кварцевых акселерометров АК-6 6В2.781.278-01ТУ. Для этого необходимо было добиться удовлетворительного значения нестабильности температурных коэффициентов крутизны выходной характеристики в диапазонах температур 10–30°C и 30–45°C (не должны превышать значения $45 \cdot 10^{-6}$ [1/°C]).

Предложенная гипотеза: коэрцитивная сила и остаточная намагниченность влияют на температурные коэффициенты крутизны выходной характеристики кварцевых акселерометров.

Для проверки гипотезы была разработана методика оценки коэрцитивной силы и остаточной намагниченности применяемых магнитов. Методика расчета коэрцитивной силы и модуля остаточной намагниченности основана на анализе петли гистерезиса каждого магнита.

Для сбора статистических данных измерялась коэрцитивная сила и остаточная намагниченность магнитов разных производителей.

Затем применяемые магниты были сгруппированы по значению коэрцитивной силы и установлены в чувствительные элементы.

Последующие испытания чувствительных элементов позволили собрать статистические данные и сопоставить коэрцитивную силу и остаточную намагниченность магнитов, применяемых для изготовления чувствительных элементов, с температурными коэффициентами крутизны выходной характеристики получившихся приборов.

Математический анализ накопленных данных позволил разработать математическую модель, описывающую вероятность получения чувствительных элементов с заданными характеристиками. Данная модель прошла проверку на независимой выборке чувствительных элементов.



Подтвердилась зависимость температурных коэффициентов крутизны выходной характеристики чувствительных элементов кварцевых акселерометров от коэрцитивной силы и остаточной намагниченности магнитов.

Применение результатов работы позволило увеличить выпуск чувствительных элементов со значением нестабильности температурных коэффициентов крутизны выходной характеристики в диапазонах температур 10–30°C и 30–45°C, не превышающими $45 \cdot 10^{-6}$ [1/°C], до 23% от общего числа выпускаемых чувствительных элементов.

УДК 681.5.07

*В. С. СОРОКИН, С. В. КУДАСОВ, Д. В. ИЛИЕШ, С. Е. КУХТЕВИЧ, к. ф.-м. н.,
Н. И. ЖУРКИН, Г. В. КАЛМЫКОВ, С. Г. КАН, к. т. н., Н. В. ГАВРИЛОВА
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»*

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ВИБРОЗАЩИТЫ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ С ВИНТОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Тенденция развития современных летательных аппаратов требует от навигационно-пилотажных приборов повышения точности и чувствительности при одновременном повышении надежности. В ходе исследований возможности применения изделий семейства БИНС-СП на объектах с винтовыми двигателями (вертолеты, беспилотные летательные аппараты (БПЛА) и др.) было отмечено снижение точностных показателей изделий БИНС-СП. Данное ухудшение точности обусловлено вибрационным воздействием, создаваемым поршневыми двигателями; вследствие чего возникает синусоидальная вибрация в спектре резонансных частот системы амортизации блока чувствительных элементов (БЧЭ) изделия БИНС-СП. Для уменьшения воздействия вибрации, снижающей точностные характеристики изделий БИНС-СП, возникла необходимость применить дополнительную вибрационную защиту.

В Московском институте электромеханики и автоматики была разработана и изготовлена платформа амортизирующая (ПА) на базе низкочастотных резинометаллических амортизаторов типа АП-2 для БИНС-СП-1. ПА представляет собой пространственную конструкцию с четырьмя амортизаторами, установленными на уровне центра масс БИНС-СП-1 и на равных расстояниях от него.

Подбор амортизаторов по жёсткостным характеристикам, выбор их пространственного расположения на ПА, определение оптимального места установки и расположения ПА на БПЛА позволило уменьшить амплитуды внешних колебаний на всех режимах работы БПЛА.

Эффективность ПА была подтверждена при испытаниях БИНС-СП-1 в МИЭА на вибрационном стенде, при этом погрешности БИНС-СП-1 в условиях действия вибрации не выходили за пределы требований ТУ. Последующие натурные испытания на БПЛА подтвердили ранее полученные положительные результаты на стенде, что показало эффективность конструкторских решений, принятых при разработке ПА.

В перспективе данные конструкторские решения рекомендуется учитывать при создании дополнительной виброзащиты систем БИНС-СП, устанавливаемых на объекты с винтовыми двигателями.

УДК 629.7.05

И. А. ШАРАПОВ, С. В. КУДАСОВ, С. В. КРУЗЕ
АО «Московский институт электромеханики и автоматики»

СОЗДАНИЕ МАЛОГАБАРИТНОГО БЛОКА ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ КАК ШАГ К ВЫХОДУ НА МИРОВОЙ УРОВЕНЬ ПОСТРОЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В рамках работ по теме ИКБО ИМА в направлении 400 МИЭА был создан принципиально новый для России первичный чувствительный элемент. Это блок лазерных гироскопов БЛГ-3. Две уникальные особенности данного изделия — это малые габариты и цифровая архитектура.

Малые габариты БЛГ-3 являются огромным шагом вперед по сравнению с изделием БЛГ, применяемым в системах типа БИНС-СП. Занимаемый БЛГ-3 объем в 2 раза меньше по сравнению с изделием БЛГ. Это делает данный чувствительный элемент крайне привлекательным для построения на его базе линейки навигационных систем нового поколения, способных со временем заменить системы типа БИНС-СП в качестве основной серийной БИНС разработки МИЭА. Кроме того, малые габариты и вес БЛГ-3 отлично подходят для применения на малоразмерных летательных аппаратах, таких как беспилотные летательные аппараты



(БПЛА), что является крайне актуальным на сегодняшний день в связи с увеличением в России количества НИОКР по созданию новых БПЛА, для которых требуются современные средства инерциальной навигации.

Малые габариты БЛГ-3, в первую очередь, обеспечиваются применением нового чувствительного элемента — малогабаритного кольцевого лазера МКЛ-1 с периметром оптического контура 16 см. В конструкции БЛГ-3 сохранена характерная для МИЭА особенность построения триады лазерных гироскопов в виде единого блока, имеющего общий несущий корпус. Также экономия места достигнута за счет применения в электронных подсистемах новой элементной базы. В частности, высоковольтный блок питания БПВН построен на базе прецизионных малогабаритных трансформаторов. Это позволило уменьшить его размеры по сравнению с высоковольтным стабилизатором СВ-8 более, чем в 10 раз.

Цифровая архитектура БЛГ-3 является вторым его преимуществом. Выходная информация БЛГ-3 передается по цифровым линиям со стандартным интерфейсом RS422, что значительно упрощает построение вычислительных средств обработки информации блока. Применяемая в БЛГ-3 сервисная электроника является адаптивной. Это означает, что она может быть подстроена под конкретный кольцевой лазер без каких-либо механических доработок. Достаточно после сборки занести в нее с помощью специальной программы индивидуальные параметры лазера, такие как рабочий ток в плече резонатора, резонансная частота и напряжение раскачки виброподвеса.

Таким образом, в МИЭА была разработана и отработана в результате испытаний архитектура и конструкция принципиально нового датчика — малогабаритного блока лазерных гироскопов. Дальнейшая отработка изделия в предсерийном производстве позволит повысить его параметры. Однако уже сейчас можно говорить о высоких конструктивных, функциональных и эксплуатационных характеристиках БЛГ-3.

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

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 стр., 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.

