



МАТЕРИАЛЫ

XVIII ВСЕРОССИЙСКОЙ
МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИИ

ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ

(МКПУ — 2025)

ТОМ 3

УПРАВЛЕНИЕ

АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ

СИСТЕМАМИ

ИМ. АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА

ТУЛА, 15 — 20 СЕНТЯБРЯ 2025

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Российская академия наук

ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
ПИШ «Тульская инженерная школа «Интеллектуальные
оборонные системы»
ФАУ «Государственный научно-исследовательский
институт авиационных систем»

НПО Специальных материалов
Набережночелнинский институт (филиал) ФГАОУ ВО КФУ
ФАУ Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского

ХVIII ВСЕРОССИЙСКАЯ МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ (МКПУ–2025)

(15 сентября – 20 сентября 2025 г.)

Том 3
**УПРАВЛЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ
СИСТЕМАМИ**
ИМ. АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА
(УАКС– 2025)

Тула
Издательство ТулГУ
2025

УДК 621.865.8;681.527(062)

ББК 32.816;32.966я431

У67

Редакционная коллегия

академик РАН С.Ю. Желтов – ответственный редактор
член-корр. РАН К.И. Сыпало; профессор РАН
Н.И. Сельвесюк; член-корр. РАН Г.П. Аншаков; д-р техн.
наук С.Г. Баженов; д-р техн. наук Г.С. Вересников; член-
корр. РАН А.А. Галяев; д-р техн. наук С.А. Гизунов; д-р техн.
наук А.В. Гребенкин; д-р техн. наук А.В. Ефремов; д-р техн.
наук С.С. Коротков; д-р техн. наук проф. В.В. Косьянчук;
д-р техн. наук проф. М.Н. Красильщиков; канд. тех. наук
В.М. Кувшинов; д-р техн. наук В.В. Матвеев; член-корр. РАН
В.Г. Петухов; академик РАН Г.А. Попов; д-р техн. наук
В.В. Сазонов; член-корр. РАН Г.Г. Себряков; член-корр. РАН
О.А. Степанов; академик РАН В.А. Соловьев; д-р техн. наук
С.В. Соловьев; д-р техн. наук Ю.П. Улыбышев; академик
РАН Д.В. Ушаков; академик РАН Е.А. Федосов

У67 XVIII Всероссийская мультиконференция по проблемам
управления (МКПУ–2025) : материалы мультиконференции
(Тула, 15 сентября – 20 сентября 2025 г.): в 4 т. Т. 3 Управле-
ние аэрокосмическими системами им. академика Е. А. Мик-
рина (УАКС- 2025) / под ред. академика РАН С.Ю. Желтова
— Тула : Изд-во ТулГУ, 2025. — 259 с.

ISBN 978-5-7679-5716-3

ISBN 978-5-7679-5711-8 (Т. 3)

В Томе 3 материалов XVIII Всероссийской мультикон-
ференции по проблемам управления МКПУ-2025 представ-
лены материалы докладов локальной научно-технической
конференции «Управление аэрокосмическими системами им.
академика Е. А. Микрина (УАКС- 2025)».

УДК 621.865.8;681.527(062)

ББК 32.816;32.966я431

ISBN 978-5-7679-5716-3

ISBN 978-5-7679-5711-8 (Т. 3)

© Авторы тезисов, 2025

© Издательство ТулГУ, 2025

ПРЕДИСЛОВИЕ

Проблемы управления актуальны практически для всех сфер человеческой деятельности. Создание и развитие современных авиационно-космических комплексов, робототехнических, мехатронных и транспортных систем, распределенных и сетевых структур, автоматизированных производств, социально-экономических систем и т.д., работающих в условиях неопределенности и комплексного воздействия множества факторов, включая человеческий, требует решения сложных задач управления такими системами. Поэтому основной целью XVIII Всероссийской мультikonференции по проблемам управления (МКПУ-2025) является объединение усилий российских ученых для решения актуальных научно-технических проблем в области теории и процессов управления, а также их практического использования в ключевых отраслях экономики России.

Проведение XVIII Всероссийской мультikonференции по проблемам управления позволит:

- российским ученым и специалистам представить широкой научной общественности результаты своих фундаментальных, поисковых и прикладных исследований в области теории и систем управления;
- выявить основные направления фундаментальных и прикладных исследований по проблемам управления, обсудить сценарные прогнозы их дальнейшего развития;
- обеспечить обмен научными результатами между различными научными школами России;
- передать молодым ученым накопленные современной наукой знания в области теоретических и практических аспектов процессов управления;
- выработать рекомендации по повышению интеллектуализации и конкурентоспособности создаваемых в России образцов техники;
- обсудить проблемы образования и подготовки кадров высшей квалификации в области теории и процессов управления;
- издать материалы и лучшие доклады участников конференции для ознакомления широкой научной общественности и повышения уровня подготовки специалистов в высшей школе в данной предметной области.

Научная программа конференции объединяет широкий круг тематических направлений в рамках пяти локальных научно-технических конференций:

– **Робототехника и мехатроника (РиМ-2025)**, председатель Программного комитета – академик РАН Ф.Л. Черноусько, сопредседатель – академик РАН И.А. Каляев;

– **Управление в распределенных и сетевых системах (УРСС-2025)**, председатель Программного комитета – академик РАН И.А. Каляев, сопредседатель – академик РАН Д.А. Новиков;

– **Управление аэрокосмическими системами (УАКС-2025)**, председатель Программного комитета – академик РАН С.Ю. Желтов, сопредседатель – член-корреспондент РАН К.И. Сыпало;

– **Управление в перспективных наземных транспортных системах (УПНТС-2025)**, председатель Программного комитета – член-корреспондент РАН В.М. Приходько, сопредседатель – член-корреспондент РАН Г.О. Котиев;

– **IV Всероссийская научно-техническая конференция им. Д.В. Коноплева «Перспективы создания и применения высокоточного оружия» (ПСВО-2025)**, председатель Программного комитета – член-корреспондент РАН Е.Н. Семашкин, сопредседатель – д-р техн. наук О.А. Кравченко.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	13
РАЗДЕЛ 1. ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ	14
1-1. Датчики, методы обработки и представления управляющей информации	15
<i>Вересников Г.С., Скрябин А.В., Баженов С.Г., Авхименко Г.М., Петров Д.А., Голев А.В., Серебровская Е.А.</i> ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	16
<i>Волчихин А.И., Панич А.А.</i> ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ И МЕХАНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВА- ТЕЛЕЙ НА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО ГИРОСКОПА С МЕТАЛЛИЧЕСКИМ РЕЗОНАТОРОМ	19
<i>Глухова Э.Д., Соколов А.В., Грешников И.И., Давыдов Д.А.</i> ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ КАБИН ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВС НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ СИСТЕМНОГО ПРОЕКТИРОВА- НИЯ	28
<i>Грешников И.И., Давыдов Д.А., Соколов А.В., Глухова Э.Д.</i> ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ ЗА СЧЁТ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛО- ГИЙ «ВИРТУАЛЬНОГО ВТОРОГО ПИЛОТА»	33
<i>Грешников И.И., Давыдов Д.А., Соколов А.В., Гончар Б.И., Кислицын Е.Д.</i> УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЛЕКСНОЙ ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОЙ ИНДИКАЦИИ НА ОСНОВЕ ДОПОЛ- НЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ	38

Каликанов А.В. ДАТЧИК УГЛА НА БАЗЕ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА	41
Лукин Н.А., Климова О.В., Тришин В.Н. СТРУКТУРНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ НА ОД- НОРОДНЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ ПРОЦЕССОРАХ	44
Матвеев В.В., Хомячкова А.Н., Каликанов А.В., Стрельцов Д.С. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОРИЕНТАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕК- ТОВ С ПОМОЩЬЮ СТЕРЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРОЕКЦИИ	51
Панич А.А., Малыхин А.Ю., Панич Е.А., Сокалло А.И. МАКРОВОЛОКОННЫЕ ПЬЕЗОКОМПОЗИТЫ ДЛЯ УПРАВ- ЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ АВИАЦИОННЫХ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	54
Погорелов М.Г., Каликанов А.В. ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ПОСТРОЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО КОМПАСА ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	57
Розенгауз М.Б. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЧЕТКИХ МНОЖЕСТВ ВТОРОГО ПОРЯДКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ	59
Степанов О.А., Исаев А.М., Золотаревич В.П., Литвиненко Ю.А., Нин Тан СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ОБОБЩЕННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА И ИНВАРИАНТНОГО ФИЛЬТРА, ОСНОВАН- НОГО НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГРУПП ЛИ	62
1-2. Управление в авиационных системах	66
Гнедов А.В., Страхолис М.С. РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ К СИСТЕМЕ ПРЕДУПРЕ- ЖДЕНИЯ ВЫКАТЫВАНИЯ САМОЛЁТА ЗА ПРЕДЕЛЫ ВПП	67

<i>Дубов Ю.Б., Кадильникова Е.Н., Ковтун С.А., Ткаченко О.И.</i> ПОСТРОЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ НА КОРАБЛЬ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИГНАЛА ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ	70
<i>Желонкин В.И., Желонкин М.В., Кадильникова Е.Н.</i> «ТЕМНАЯ» КАБИНА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАН- СКОГО САМОЛЕТА. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННО -УПРАВЛЯЮЩЕГО ПОЛЯ	72
<i>Куланов Н.В., Назарова А.В.</i> ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПОЛЁТА ВОЗДУШНОГО СУДНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПСЕВДОСПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА И НЕЛИНЕЙНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ	73
<i>Новиков В.М., Сельвесюк Н.И., Семенов М.Е., Соловьев А.М.</i> ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА ПОДГОТОВКИ И ПРИНЯТИЯ РЕ- ШЕНИЙ НА ПЛАТФОРМЕ ДЕТЕРМИНИРОВАННОЙ ОПТИ- ЧЕСКОЙ СЕТИ С ЭЛЕМЕНТАМИ ПРЕДИКТИВНОЙ АНАЛИТИКИ	76
<i>Пелевин А.Е.</i> ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОГРАММНЫХ ТРАЕК- ТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ БПЛА И АНПА С МОДЕЛЬЮ «МА- ШИНЫ ДУБИНСА»	79
<i>Сочнева М.А., Попов Ю.С., Шалов С.Ю., Яцков С.В., Борисов М.М.</i> АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ МАРШРУТА РУЛЕНИЯ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ПО ДАННЫМ ДИСПЕТЧЕРСКОЙ СЛУЖБЫ И АЭРОДРОМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ	82
<i>Фам К.Ф., Филимонов Н.Б.</i> АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ГРУППЫ БПЛА САМОЛЕТНОГО ТИПА В ДИНАМИЧЕСКОЙ СРЕДЕ	86
<i>Федунов Б.Е., Жмеренецкий В.Ф., Кавинский В.В.</i> БОРТОВАЯ СИСТЕМА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДА- НИЯ (БСВ-ПЗ) НА ПИЛОТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АП- ПАРАТАХ	89

Филимонов Н.Б. Филимонов А.Б. ПЛАНИРОВАНИЕ МАЛОВЫСОТНОГО ПОЛЁТА ЛЕТА- ТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ОГИБАНИЕМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ МЕТОДОМ СГЛАЖИВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ	92
--	-----------

Халютин С.П. КОНЦЕПЦИЯ И МЕТОДОЛОГИЯ ПРЕДИКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКОВ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОЭНЕР- ГЕТИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ	95
--	-----------

Хмыров А.К. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОНВЕРТОПЛАНом С РАСПРЕ- ДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ	99
--	-----------

РАЗДЕЛ 2. КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И МОДЕЛИРОВА- НИЕ ДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	103
---	------------

2-1. Синтез систем управления летательных аппаратов	104
--	------------

Баженков С.Г., Дементьев А.А. ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХ- ЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА И ОБОСНО- ВАНИЕ НАБОРА ФУНКЦИЙ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ	105
--	------------

Бронников А.М., Каравашкина Е.О. ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОЙ КОМ- ПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЁТА	114
--	------------

Гребёнкин А.В. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В ОЖИДАЕМЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ	117
--	------------

Гребёнкин А.В., Костин С.А., Колбасов В.Н. ПОИСК РЕШЕНИЙ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ МА- ГИСТРАЛЬНЫМ САМОЛЁТОМ НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ В ОЖИДАЕМЫХ	
---	--

УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ОСОБЫХ СИТУАЦИЯХ ПОЛЁТА	121
---	-----

<i>Захарченко С.А., Нечипорук С.Ю., Захаров В.С.</i> ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	125
--	-----

<i>Корсун О.Н., Стуловский А.В., Юрко В.Н.</i> ПРИМЕНЕНИЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ НЕЙРОСЕТЕВОМ МОДЕЛИРОВАНИИ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМИ СИСТЕМАМИ	127
--	-----

<i>Назарова А.В., Куланов Н.В.</i> ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ НАБОРА ВЫСОТЫ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА С ПОМОЩЬЮ ПСЕВДОСПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА ГАУССА	130
--	-----

<i>Чернышев С.Л., Сыпало К.И., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф., Стрелков В.В.</i> ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЁТОВ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ И ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ЭКИПАЖА	134
--	-----

2-2. Расчет и моделирование динамических характеристик летательных аппаратов	137
---	-----

<i>Ефремов А.В., Ефремов Е.В., Гришина А.Ю.</i> МОДИФИКАЦИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧАМ ДИНАМИКИ ПОЛЁТА	138
--	-----

<i>Ефремов А.В., Щербаков А.И.</i> РЕАЛИЗАЦИЯ АДАПТИВНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ С ОНЛАЙН-ИДЕНТИФИКАЦИЕЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	140
---	-----

<i>Кольцов М.М.</i> МЕТОДИКА СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКОЙ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЁТА НА ОСНОВЕ РАСШИРЕННОГО ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ	144
---	-----

Корсун О.Н., Ляхов В.Д. ОЦЕНИВАНИЕ МАССЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОТСУТСТВИИ ДАТЧИКОВ РАСХОДА ТОПЛИВА	147
Корсун О.Н., Оболенский Ю.Г. ОПЫТ СОВМЕСТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИ- ЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И КОРРЕКЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА	150
Корсун О.Н., Честнов А.А. ОБНАРУЖЕНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППА- РАТА НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК	153
Кузин А.А. СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕ- ГРУЗКОЙ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬ- ТАТОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ	156
Скрябин А.В., Вересников Г.С., Баженов С.Г., Феденюк В.А., Ерофеев Е.В. Тимофеева, А.Д., Стеблинkin А.И., Халецкий Л.В., Лазурин Г.А., Анимица О.В., Воронин А.Ю., Петров Д.А. МЕТОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ ДАННЫХ ДЛЯ РАННЕЙ ДИАГНОСТИКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	158
Тяглик М.С., Воронка Т.В., Грешников И.И. КОМПЕНСАЦИЯ ЗАПАЗДЫВАНИЯ В ТЕЛЕОПЕРАТОР- НОМ УПРАВЛЕНИИ В РАЗЛИЧНЫХ ЗАДАЧАХ ПИЛОТИ- РОВАНИЯ	161
РАЗДЕЛ 3. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ В КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ	164
3-1. Методы управления и контроля в космических системах	165

<i>Атрошенко С.Н., Сумароков А.В.</i> ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ РАЗВОРОТОВ НА ПЕРСПЕКТИВНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ	166
<i>Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Султанов А.Р.</i> РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕ- ДОВАНИЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ С ПОМОЩЬЮ ТРАНСПОРТНЫХ ГРУЗОВЫХ КОРАБЛЕЙ	169
<i>Баринова Е.В., Баранова В.Р.</i> ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА УСРЕДНЕНИЯ К ИССЛЕДОВА- НИЮ ДВИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРО- ВАННЫХ НАНО-СПУТНИКОВ СТАНДАРТА КУБСАТ	172
<i>Белоконов И.В., Елисов Н.А., Ломака И.А., Шафран С.В.</i> ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫМИ КОСМИ- ЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ: ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬ- ТАТЫ МИССИИ САМСАТ-ИОНОСФЕРА	182
<i>Галяев А.А., Самохин А.С., Самохина М.А.</i> О ПЕРЕХВАТЕ МНОЖЕСТВА АСТЕРОИДОВ ГРУППОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В РАМКАХ 12-Х СОРЕВНО- ВАНИЙ ПО ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ	187
<i>Гостев А.Ю., Петухов В.Г.</i> ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕ- СКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬ- НОЙ УСТАНОВКОЙ С ФАЗОВЫМИ ОГРАНИЧЕНИЯМИ	190
<i>Иванюхин А.В.</i> ПРОСТЫЕ ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ	192
<i>Крамлик А.В.</i> СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕ- НИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СЛУЧАЕ ВЫСОКОЙ ДЕГРАДАЦИИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ	195

Кудрявцев Ю.Е. ЦИФРОВОЙ ДВОЙНИК. ГЛОБАЛЬНОЕ ПОДКЛЮЧЕНИЕ КА	200
Максименко М.В., Тихонов А.А. ОБ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОМ УПРАВЛЕНИИ ВРАЩА- ТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВОКРУГ НОРМАЛИ К ПЛОСКОСТИ ОРБИТ	202
Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ «БЫСТРЫХ» СТЫКО- ВОК В ПРОГРАММЕ РОССИЙСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАН- ЦИИ И ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ	206
Румянцев Н.В., Соловьев С.В. ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ТЕЛЕМЕТ- РИЧЕСКИМ ДАННЫМ	209
Челноков Ю.Н., Молоденков А.В., Панкратов И.А. БИКВАТЕРНИОННОЕ АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ МИНИМАЛЬНОГО ПО ЭНЕРГИИ ПРО- ГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИ- ЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	213
3-2. Информационное обеспечение и взаимодействие в кос- мических системах	217
Агишев А.Р., Литовченко Д.Ц., Тишина М.Ю. УПРАВЛЕНИЕ ГЕОСТАЦИОНАРНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА ОРБИТАХ С ПОВЫШЕННЫМ НАКЛО- НЕНИЕМ	218
Алямовский С.Н., Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Заруба С.С. О ВОЗМОЖНОМ ПОСТРОЕНИИ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ НА ОСНОВЕ ФО- ТОСНИМКОВ ПЛАНЕТЫ	220
Бжинаев И.К., Коваленко А.А. АВТОМАТ-РАСПОЗНАВАТЕЛЬ ДЛЯ ЯЗЫКА ФОРМАЛЬ- НОГО ОПИСАНИЯ ПОЛЕТНЫХ ПРОЦЕДУР	223

Евсеев В.П., Симонова Е.В. ПЛАНИРОВАНИЕ ПОДСПУТНИКОВОЙ НЕПРЕРЫВНОЙ СЪЁМКИ	228
Жуков Г.Е., Ельников Р.В. ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕ- НИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОРБИТЫ МАЛОГО НАКЛО- НЕНИЯ	231
Коваленко А.А., Бжинаев И.К. РЕАЛИЗАЦИЯ ПОЛЁТНЫХ ОПЕРАЦИЙ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ	233
Кукин О.Н. ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКИПАЖА ПКА	242
Литовченко Д.Ц. МЕТОДЫ ИМИТАЦИОННО-СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕ- ЛИРОВАНИЯ В ПРАКТИКЕ СОЗДАНИЯ СЛОЖНЫХ ИН- ФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ СПЕЦИАЛЬ- НОГО НАЗНАЧЕНИЯ	244
Хмарский П.А., Наумов А.О. УЧЕТ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ СИ- СТЕМАМИ ПРИ ПОМОЩИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ	247
Чудинов Н.А., Муртазин Р.Ф. ОПЕРАТИВНОЕ ПАРИРОВАНИЕ НЕШТАТНЫХ СИТУА- ЦИЙ ПРИ СБЛИЖЕНИИ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ	250
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	254

ВВЕДЕНИЕ

Материалы XVIII-ой Всероссийской мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2025) представляют доклады локальной научно-технической конференции «Управление аэрокосмическими системами им. академика Е. А. Микрина» (УАКС-2025). В рамках конференции рассматриваются следующие перспективные фундаментальные научно-технические направления:

- Интеллектуальные системы управления в авиационных и космических системах;
- Алгоритмы и системы управления беспилотными (автоматическими) и дистанционно пилотируемыми летательными и космическими аппаратами;
- Имитационное моделирование в авиационных и космических системах;
- Информационное обеспечение, методы обработки и представления информации в авиационных и космических системах;
- Методы диагностики и управления техническим состоянием систем;
- Архитектура бортовых комплексов, системы и агрегаты аэрокосмических систем.

Доклады, представленные на УАКС-2025, сгруппированы по трем секциям:

1. Интеллектуальные методы обработки информации и управления в авиационных системах:
 - Секция 1-1 «Датчики, методы обработки и представления управляющей информации»;
 - Секция 1-2 «Синтез систем управления летательных аппаратов».
2. Комплексные системы управления, пилотажные характеристики и моделирование динамики летательных аппаратов:
 - Секция 2-1 «Управление в авиационных системах»;
 - Секция 2-2 «Расчет и моделирование динамических характеристик летательных аппаратов».
3. Перспективные задачи управления в космических системах:
 - Секция 3-1 «Методы управления и контроля в космических системах»;
 - Секция 3-2 «Информационное обеспечение и взаимодействие в космических системах».

Программный комитет УАКС-2025

РАЗДЕЛ 1

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ В АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

1-1. Датчики, методы обработки и представления управляющей информации

*Г.С. Вересников¹, А.В. Скрябин¹, С.Г. Баженков², Г.М. Авхименко¹,
Д.А. Петров¹, А.В. Голев¹, Е.А. Серебровская¹*

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ*

*¹Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской
академии наук, г. Москва,*

*²Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского, г. Жуковский
veresnikov@mail.ru*

Введение

Развитие современной беспилотной авиации требует интеллектуализации процессов диагностики электромеханических систем (ЭС), что обусловлено ростом электрификации воздушного транспорта и ужесточением требований к безопасности полётов. Традиционные методы контроля узлов и агрегатов летательных аппаратов (ЛА), основанные на регламентном обслуживании и реактивном устранении неисправностей, часто не обеспечивают достаточного качества диагностики и адаптивности к изменяющимся режимам и условиям эксплуатации. В рамках решения этой проблемы в последние годы в научной мировой литературе значительное внимание уделяется интеллектуальным технологиям, в которых для построения алгоритмов оценки технического состояния ЭС используется машинное обучение [1].

Ключевым преимуществом применения интеллектуальных технологий является возможность построения обучающихся систем диагностики, включающих модели, которые способны совершенствоваться на основе новых данных, формируемых в процессе проектирования, испытаний и эксплуатации ЭС, что особенно важно для перспективных БПЛА, когда требуется накапливать и эффективно использовать ценный эмпирический опыт [2]. Известны исследования в области оценки технического состояния ЭС на основе сверточных нейронных сетей, рекуррентных нейронных сетей, ансамблевых алгоритмов (Random Forest, XGBoost), метода опорных векторов и т.д. Интеллектуальные технологии способны обеспечить мультимодальный анализ данных (объединение данных вибрации, температуры, тока и акустики) для повышения точности и достоверности диагностики [3] и использование концепции edge

*Исследование частично выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-19-00464)

computing для обработки данных непосредственно на борту ЛА, что снижает зависимость от наземных систем контроля [4].

В статье рассматриваются результаты разработки и исследования интеллектуальных технологий, в которых синтезируются и комплексизируются подходы, методы и алгоритмы машинного обучения, математического моделирования и экспериментального исследования ЭС, многомерного анализа данных, прогнозирования временных рядов, выделения и отбора диагностических признаков, многокритериальной оптимизации для построения обучающейся системы диагностики. Интеграция интеллектуальных технологий в системы диагностики ЭС не только дополняет существующие подходы, но имеет перспективы стать основой безопасности и надёжности беспилотной авиации, соответствующей концепции «умного» воздушного транспорта (Smart Aviation) [5].

Задачи, модели и алгоритмы

В системе диагностики с использованием интеллектуальных технологий предлагается решение задач классификации технических состояний ЭС, выявления аномалий в работе ЭС, прогнозирования.

В рамках решения первой задачи разработана типовая схема алгоритма оценки технического состояния ЛА, который синтезируется в системе диагностики ЭС с использованием методов машинного обучения, предназначенных для построения классификационных моделей. Каждая классификационная модель создается в результате использования методов машинного обучения, выделения и отбора признаков. На основе разработанных схем обработки данных в результате масштабных расчетных исследований построены тепловые карты, показывающие эффективность сочетания отдельных методов при создании алгоритмов диагностики электромеханического привода (ЭМП) беспилотного ЛА самолетного типа по неисправностям, связанным с изменением сухого трения, люфта, вязкого трения. Построены количественные распределения для оценки частоты, с которой выбор отдельного метода приводит к высокой точности классификационной модели.

В рамках решения второй задачи создана нейронная сеть типа автокодировщик для выявления аномалий, которая была обучена с использованием признаков, вычисляемых на основе временных рядов, образованных значениями контролируемых параметров ЭМП ЛА самолетного типа при выполнении маневра вираж. В автокодировщике энкодер снижает размерность данных при переходе в латентное пространство, сохраняя наиболее значимую информацию. Декодер восстанавливает исходные признаки, которые были поданы на вход автокодировщика, что позволяет рассчитать ошибку реконструкции. Ошибка реконструкции используется

для сравнения с пороговым значением в решающем правиле выявления аномалий. На тестовых данных по неисправностям, связанным с изменением сухого трения, люфта, вязкого трения, показана высокая точность оценки технического состояния ЭМП с использованием модели выявления аномалий на основе автоэнкодера.

В рамках решения третьей задачи предлагается методика синтеза алгоритмов прогнозирования технического состояния ЭС на основе интеграции регрессионных моделей отклика и анализа временных рядов. Эффективность предложенной схемы подтверждена результатами расчетных исследований на данных, в которых моделируются сценарии развития деградаций ЭМП ЛА.

Заключение

Разработана алгоритмическая и методологическая основа оценки и прогнозирования технического состояния ЭС ЛА с использованием интеллектуальных технологий. Эффективность предлагаемых подходов, моделей и алгоритмов подтверждена результатами численного моделирования и апробацией на данных, полученных с использованием математической модели ЭМП самолетного типа. Выполнен сравнительный анализ эффективности применения методов выделения признаков и машинного обучения в задачах диагностики. Результаты проведенных исследований представляют практическую ценность для повышения безопасности и эффективности эксплуатации ЭС в беспилотной авиации и других критически важных областях. Дальнейшие исследования могут быть направлены на оптимизацию вычислительной эффективности и расширение функциональных возможностей предлагаемых интеллектуальных технологий для реализации обучающихся систем диагностики ЭС.

1. **Chen, H.** Deep learning-based machinery fault diagnostics / H. Chen, K. Zhong, G. Ran, C. Chao // *Machines*. – 2022. – Vol. 10, № 8. – P. 690.
2. **Liu, X.** Environment adaptive deep reinforcement learning for intelligent fault diagnosis / X. Liu, Z. Zhao, F. Yang, F. Liang, L. Bo // *Engineering Applications of Artificial Intelligence*. – 2025. – Vol. 151. – P. 110783.
3. **Deng, H.** MMF: a fault detection model for UAVs based on multimodal model fusion / H. Deng, Y. Lu, Y. Tao, X-M. Tang // *2nd International Symposium on Intelligent Unmanned Systems and Artificial Intelligence*. – 2023. – Shenzhen, China. – Vol. 2593. – P. 012004.
4. **Choi, J.H.** Motor PHM on edge computing with anomaly detection and fault severity estimation through compressed data using PCA and auto-encoder / J.H. Choi, S.K. Jang, W.H. Cho, S. Moon, H. Kim // *Machine Learning and Knowledge Extraction*. – 2024. – Vol. 6. – P. 1466 – 1483.

5. **Dou, X.** Big data and smart aviation information management system / X. Dou // Cogent Business & Management. – 2020. – Vol. 7, № 1. – P. 1766736.

А.И. Волчихин¹, А.А. Панич²

**ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ
И МЕХАНИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА
ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО ГИРОСКОПА
С МЕТАЛЛИЧЕСКИМ РЕЗОНАТОРОМ**

¹ООО «ТВГ Про», г. Тула, i@tvgpro.ru,

*²Институт высоких технологий и пьезотехники ЮФУ;
г. Ростов-на-Дону, piezo@sfedu.ru*

Введение

Твердотельный волновой гироскоп (ТВГ) предназначен для измерения угловых скоростей подвижных объектов и может использоваться в перспективных системах ориентации, стабилизации и навигации аппаратов в авиации, космосе, робототехнике. Электромеханические и физико-механические свойства пьезокерамических преобразователей (актюаторов), применяемых в составе конструкции твердотельного волнового гироскопа с металлическим резонатором, являются одними из важнейших параметров. Анализ современного уровня развития ТВГ показывает, что пьезокерамические преобразователи являются неотъемлемой частью конструкции, а стабильность и повторяемость их параметров определяет тактико-технические характеристики (ТТХ) ТВГ.

В российской гироскопической промышленности остро стоит вопрос о замещении иностранных комплектующих в изделиях гражданского и двойного назначения. В докладе рассматриваются перспективы создания и производства в НКТБ «Пьезоприбор» ЮФУ импортонезависимых высокостабильных пьезокерамических преобразователей, используемых в системе возбуждения и снятия сигнала ТВГ с металлическим резонатором.

Из текущего уровня развития и реализованных конструкций ТВГ с металлическим резонатором следует, что он относится к классу кориолисовых вибрационных гироскопов (КВГ), чувствительным элементом (ЧЭ) которых является металлический резонатор, приводимый в рабочий

режим (режим первичных колебаний или режим движения) пьезоактюаторами.

Рассмотрены перспективы развития конструкции при применении систем управления ТВГ с металлическим ЧЭ на основе современных перспективных пьезокерамических преобразователей с использованием пьезоматериалов системы цирконата-титаната свинца (ЦТС). Показано, что в конструкции ТВГ с металлическим резонатором используется сегнето-жесткая сегнетопьезокерамика системы цирконата-титаната свинца (ЦТС), которая обеспечивает большой ход раскочки резонатора в режиме возбуждения рабочей волны. Описано влияние электромеханических параметров пьезокерамики, определяющие ТТХ ТВГ. Рассмотрены перспективы развития конструкции ТВГ.

Перспективы развития конструкции при применении систем управления ТВГ с металлическим ЧЭ на основе современных перспективных пьезокерамических преобразователей.

Электромеханические и физико-механические свойства пьезокерамических преобразователей (далее-актюаторов), применяемых в составе конструкции твердотельного волнового гироскопа с металлическим резонатором (далее-ТВГ), являются одними из важнейших параметров. Пьезокерамические актюаторы, используемые в системе возбуждения волны, обратной связи и снятия полезного сигнала являются неотъемлемой частью конструкции, стабильность и повторяемость их параметров во многом определяет рабочие характеристики ТВГ.

В российской гироскопической промышленности, как и в других высокотехнологичных производственных секторах, остро стоит вопрос о замещении иностранных комплектующих в изделиях гражданского и двойного назначения. На реализацию этой задачи направлен указ Президента Российской Федерации от 7 мая 2012 г. № 596 «О долгосрочной государственной экономической политике промышленного производства в целом и производства приоритетной для импортозамещения продукции на территории Российской Федерации». В докладе рассматриваются перспективы замещения высокостабильных пьезокерамических преобразователей зарубежного производства, используемых в системе возбуждения и снятия сигнала ТВГ с металлическим резонатором на перспективные аналоги, разрабатываемые и выпускаемые НКТБ «Пьезоприбор» ЮФУ.

Из современного уровня развития ТВГ с металлическим резонатором, формул патентов и реализованных конструкций ТВГ известны технические решения, направленные на совершенствование конструктива и ТТХ. В чувствительном элементе (резонаторе) ТВГ используется эффект

прецессии стоячей волны, при появлении переносной угловой скорости Ω . В основной массе патенты содержат описание геометрической формы резонатора чувствительного элемента (далее-ЧЭ) и принципиальной схемы системы возбуждения/детекции сигнала, описывают методику балансировки резонатора и т.д. В большинстве конструкций в качестве преобразователей сигнала колебаний кромки резонатора применены пьезо-керамические элементы, которые работают в режиме обратного (возбуждение и коррекция) и прямого (съем сигнала) пьезоэффекта.

Типовая структурная схема возбуждения и снятия сигнала резонатором ТВГ с помощью пьезокерамических датчиков - актюаторов приведена на рис.1 [1]. Возбуждение рабочих колебаний резонатора с образованием определенной волновой картины производится одним или любой ортогональной парой пьезокерамических преобразователей.

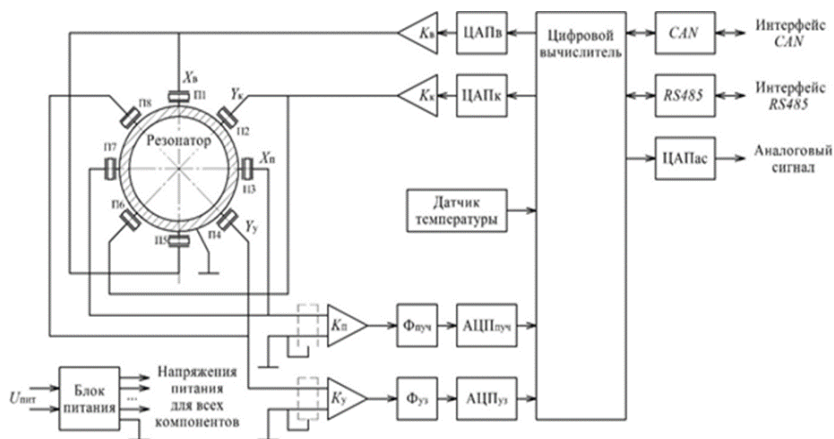


Рис. 1. Типовая структурная схема ТВГ-ДУС

Уровень современных патентов и научных статей, описывающих конструкцию ТВГ с металлическим резонатором объединяет описание пьезокерамических актюаторов системы возбуждения и управления волной по второстепенному, принципу, т.е. дается простейшее описание без учета их влияния на ТТХ ТВГ. Из описания конструкций ТВГ ясно что, пьезоэлементы могут располагаться на любой из сторон пластины/дна/рабочей части резонатора, отмечается, что желательно максимально увеличивать площадь пьезокерамических элементов. Предельно кратко описывается способ монтажа: вжигание, склейка, пайка или любой другой способ, известный в данной области техники. Не рассматриваются во-

просы физико-механических и электромеханических характеристик пьезокерамических преобразователей в составе ТВГ и описания ТВГ как пьезоактюаторной системы в целом. Данный подход совершенно не отражает современный уровень проектирования и разработки ТВГ с металлическим резонатором и цифровых электронных систем управления и контроля волновой картины. Пьезокерамические преобразователи в составе системы возбуждения/контроля волновой картины ТВГ являются уникальными по сравнению с индуктивными, электромагнитными, электростатическими или иными актюаторными системами. Это обусловлено очевидными преимуществами в массогабаритных характеристиках, параметрах ударопрочности и стойкости к ионизирующему излучению. Преимущества пьезокерамических актюаторов в системе возбуждения и управления волной в ТВГ:

- Высокая надежность пьезокерамических преобразователей.
- Малые массогабаритные характеристики.
- Высокая помехозащищенность.
- Нелимитированная разрешающая способность.
- Высокая скорость срабатывания и реакции.
- Развитие больших сил.
- Пьезоактюаторы не генерируют магнитные поля и не подвержены их влиянию, что увеличивает помехозащищенность оборудования.
- Низкое потребление энергии.
- Отсутствие износа.

На практике, у современных пьезокерамических актюаторов не выявлен износ после нескольких миллионов рабочих циклов. Моделирование в современных вычислительных средах показывают возможность миллиардов рабочих циклов без деградации физико-механических параметров.

- Возможность работы в экстремальных температурных условиях. Пьезоэлектрический эффект присутствует при криогенных температурах. Верхний температурный предел определяется точкой Кюри используемого пьезоматериала.

В современных цифровых системах контроля рабочей волновой картины в ТВГ для математической обработки сигнала и вычисления угловой скорости гироскопа используется масштабный коэффициент, который предварительно определяется при аттестации гироскопа и измеряется величиной напряжения компенсации в системе управления по обратной связи, которая соответствует угловой скорости гироскопа 1 град/сек., где размерность масштабного коэффициента В/(град/сек). При использовании в системе управления ТВГ пьезокерамических преобразователей, масштабный коэффициент ТВГ - управляемая величина. Она прямо пропорциональна напряжению рабочего возбуждения системы управления,

величине механической добротности (Q) ЧЭ и обратно пропорциональна величине собственной резонансной частоты ЧЭ. Ширина диапазона угловых скоростей, измеряемых ТВГ, напрямую зависит от максимально возможного уровня сигнала компенсации на пьезокерамических актюаторах системы коррекции сигнала по обратной связи. Например, в цифровых схемах систем управления ТВГ, максимальный уровень напряжения компенсации обусловлен лимитирующим рабочим напряжением электронных компонентов - ЦАП/АЦП (примерно 13.5 вольт) - следовательно, для диапазона угловых скоростей 1000 град/сек масштабный коэффициент гироскопа должен быть 0,0135 В/(град/сек). Для получения более широкого диапазона измеряемых угловых скоростей, например, до 10000 град/сек, масштабный коэффициент должен быть ниже на порядок чем при 1000 град/сек при сохранении прежних номиналов напряжений питания системы управления ТВГ. Для детектирования цифровой электронной системой ТВГ такого диапазона (0-10000 град/сек) требуется понизить напряжение питания системы возбуждения и понизить уровень выходного сигнала узловых точек ТВГ с помощью точной механической балансировки резонатора. Данная задача может быть решена следующими способами: уменьшением собственных геометрических размеров резонатора, что повысит собственную резонансную частоту ЧЭ; подавлением сигнала узловых точек ЧЭ механической балансировкой и электронной коррекцией; уменьшением механической добротности (Q) резонатора ТВГ. Из вышеприведенных зависимостей понятно, что при уменьшении добротности ЧЭ (например, в 10 раз) пропорционально в 10 раз уменьшается масштабный коэффициент и соответственно расширяется диапазон чувствительности ТВГ. ЦАП/АЦП, процессор и микроэлектроника системы управления, при этом остаются в своих рабочих диапазонах питания.

В отличие от обычных материалов, пьезокерамические актюаторы в системе управления ТВГ обладают уникальным свойством изменяемой жесткости, зависящей от воздействия выходных напряжений системы управления. Пьезокерамические преобразователи в современных цифровых системах управления ТВГ позволяют реализовать алгоритмы демпфирования амплитуды колебаний ЧЭ изменяемым параметром жесткости системы «пьезокерамика-резонатор» в схеме компенсации по обратной связи. Это фактически позволяет управлять механической добротностью (Q) системы «резонатор-пьезоэлемент» в режиме реального времени. При подобном «активном» демпфировании амплитуды колебаний ЧЭ, механическая добротность системы «резонатор-пьезоэлемент» пропорционально уменьшается, расширяя динамические характеристики рабочего диапазона ТВГ.

Данные алгоритмы управления ТВГ позволяют реализовать современные прецизионные сегнетожесткие пьезокерамические актюаторы системы ЦТС с повторяемыми и устойчивыми во времени параметрами. Современная сегнетожесткая ЦТС пьезокерамика, разрешающая способность и жесткость которой, по результатам эмпирических исследований [2-3], является практически неограниченной в составе системы управления по обратной связи, позволяет контролировать волновую картину ТВГ и при широком диапазоне внешних воздействий, с высокой разрешающей способностью. Таким образом, появляется возможность реализации конструкции унифицированного гироскопического датчика широкого спектра применения, с широким диапазоном детектирования угловых скоростей и высокой чувствительностью, определяя электронными настройками системы управления ТТХ ТВГ.

Учитывая тенденцию развития современных высокоскоростных подвижных объектов для которых требуются различные ТТХ гироскопических датчиков, имеется техническая возможность программно-аппаратными средствами цифровой системы управления ТВГ, назначать диапазон измерений и другие ТТХ ТВГ, требуемые в техническом задании (ТЗ) заказчика изделия, без изменения конструкции ЧЭ и управляющей электроники.

Применение современных пьезокерамических преобразователей в конструкции ТВГ с металлическим резонатором. В конструкции ТВГ с металлическим резонатором используется сегнетожесткая пьезокерамика. У сегнетожесткой пьезокерамики механическая добротность (Q_m) на порядки выше по сравнению с сегнетомягкой, а диэлектрические потери ниже, что является одним из ключевых параметров. Пьезокерамика с большим модулем относительной диэлектрической проницаемости обеспечивает большой ход раскочки резонатора ТВГ в режиме возбуждения и стабильное поддержание амплитуды пучности и узла в рабочем режиме. Пьезокерамика с большим модулем механической добротности обеспечивает более высокое значение общей механической добротности датчика ТВГ.

Конструктивно ТВГ с системой возбуждения, обратной связи и снятия сигнала пьезокерамическими элементами, представляет из себя асимметричный юниморф в котором один из элементов пьезопассивен. В такой конструкции один из концов пьезокерамики имеет жесткую заделку с упругой металлической пластиной (донышком резонатора). Юниморфная конструкция в технологиях пьезокерамической промышленности традиционно используется для увеличения диапазона линейных перемещений. Это свойство пьезокерамических юниморфов успешно применяется для раскочки свободной кромки резонатора (при запуске ТВГ), удержания колебаний заданной амплитуды с помощью системы обратной

связи. Пьезокерамические элементы, прикрепляются к доньшку ТВГ с помощью клеевого соединения эпоксидным компаундом, располагаются осесимметрично и ортогонально с высокой точностью позиционирования, общий вид представлен на рис.2 [1]. Пьезокерамические преобразователи являются неотъемлемой частью конструкции, а стабильность и повторяемость их электромеханических и физико-механических параметров определяет ТТХ ТВГ, и их стабильность в процессе эксплуатации.

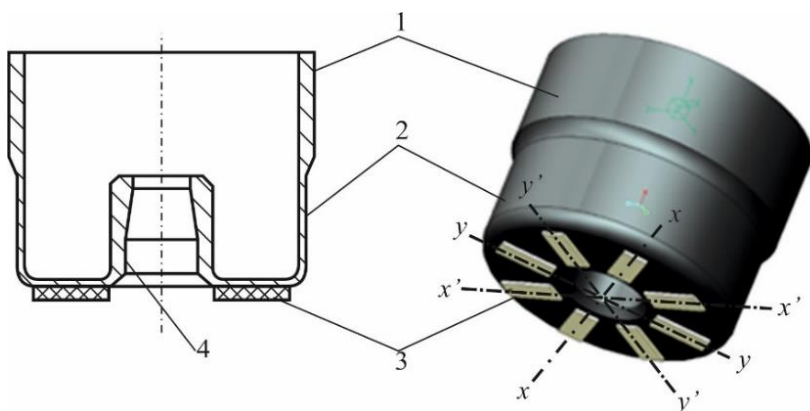


Рис. 2. Цилиндрический резонатор: осевой разрез и общий вид
(1 – рабочее тело; 2 – подвес; 3 – пьезокерамические элементы;
4 – элемент крепления)

Основные производители на рынке современных пьезокерамических материалов: APC International Ltd, Keramos, Piezo Systems, Inc., PI Group. В России основным разработчиком и производителем пьезоэлементов является: ОАО «ЭЛПА» г.Зеленоград, ООО «Аврора-ЭЛМА» г. Волгоград, НКТБ «Пьезоприбор» г. Ростов-на-Дону. Отметим, что это основные игроки зарубежного и российского рынка пьезокерамик с максимально широким сортаментом пьезокерамических преобразователей. На данный момент в мире насчитывается около 50 крупных научно-технических компаний, производящих пьезокерамику и пьезокерамические преобразователи различных типов.

При производстве ТВГ с металлическим резонатором правильный выбор материала пьезокерамических актюаторов является одним из определяющих факторов основных характеристик и функциональных возможностей датчика. При выборе пьезокерамики для ТВГ основное внимание уделяют следующим параметрам [4]:

1) d (d_{33} , d_{31}) – пьезомодули (по направлению рабочих деформаций).

2) $K_{эм}$ (k_{33} , k_{31}) – коэффициенты электромеханической связи.

3) Y – модуль Юнга определяет упругие и резонансные свойства материала.

4) Q_m – механическая добротность, характеризует потери энергии в материале на внутреннее трение, определяет эффективную ширину полосы пропускания системы снятия сигнала, влияет на степень затухания колебательных процессов, общую механическую добротность ТВГ.

5) ϵ_r – относительная диэлектрическая проницаемость определяет полное сопротивление пьезокерамического элемента, характеризует диэлектрические и в конечном итоге емкостные свойства.

6) $\operatorname{tg} \delta$ и $\operatorname{tg} \sigma$ – тангенсы углов диэлектрических и механических потерь характеризует диэлектрические и механические потери.

7) T_k – температура Кюри определяет предельную температуру фазового перехода в пьезокерамике, при которой разрушается дипольная структура материала и исчезают пьезоэлектрические свойства.

8) ΔT – рекомендуемый рабочий диапазон температур, в котором изменения параметров пьезоэлемента будут находиться в пределах допустимых значений. Определяет рабочий температурный диапазон, при котором изменения температуры рабочей среды линейно влияют на изменения параметров рабочих сигналов ТВГ.

Специалистами «ТВГ Про» и НКТБ «Пьезоприбор», проведены эксперименты по изучению стабильности пьезокерамики и ее свойств, в процессе эксплуатации гироскопических приборов. В результате экспериментов получены эмпирические данные о стабильности важных для конструкции и ТТХ ТВГ электромеханических параметров во времени. Получены данные о том, что диэлектрическая проницаемость, тангенс угла механических потерь, пьезоэлектрические коэффициенты, коэффициенты упругости изменяются во времени экспоненциально. Это связано с необратимыми процессами, временными химическими и структурными изменениями, и обратимыми процессами (например, нестабильностью доменной структуры вследствие временной деполяризации). Для стабилизации электромеханических параметров и ТТХ ТВГ специалистами «ТВГ Про» и НКТБ «Пьезоприбор», разработана методика искусственного старения пьезокерамических актюаторов за счёт выдержки в электрических полях и применением термоциклической обработки вблизи точки Кюри. Процесс искусственного старения пьезокерамики обусловлен релаксацией, где особую роль играет перестройка доменной структуры к более стабильной конфигурации, соответствующей минимуму

свободной энергии. В результате исследований получены новые высокостабильные марки пьезокерамических преобразователей с устойчивыми во времени основными электромеханическими параметрами.

Современная сегнетожесткая ЦТС пьезокерамика, (например - ПКП-31ГП) производства НКТБ «Пьезоприбор», разрешающая способность и жесткость которой в составе системы управления по обратной связи позволяет контролировать и удерживать волновую картину ЧЭ ТВГ при широком диапазоне внешних воздействий с высокой разрешающей способностью. При использовании пьезокерамических актюаторов подобного типа появляется возможность реализации конструкции унифицированного гироскопического датчика широкого спектра применения, с широким диапазоном детектирования угловых скоростей и высокой чувствительностью. Это позволяет определять настройками электронной системы управления диапазон применения ТВГ. Следует отметить, что технологическая оснащенность НКТБ «Пьезоприбор» и направленность проводимых его коллективом научных и опытно-конструкторских работ позволят обеспечить требуемые электромеханические, электрофизические и геометрические характеристики высокостабильных пьезопреобразователей для ТВГ и обеспечить полную импортонезависимость в данной области.

1. **Волчихин, И.А.** Волновой твердотельный гироскоп с металлическим резонатором / И.А. Волчихин, В.Я. Распопов, А.И. Волчихин, А.В. Ладонкин, В.В. Лихошерст, В.В. Матвеев; под ред. В.Я. Распопова. – Тула: Издательство ТулГУ, 2018. – 189 с.
2. **Панич, А.А.** Кристаллические и керамические пьезоэлектрики / А.А. Панич, М.А. Мараховский, Д.В. Мотин // Инженерный вестник Дона. – 2011. – № 1. – Текст: электронный. – URL: <http://www.ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/325>
3. **Мараховский, М.А.** Сегнетоэлектрическая керамика, предназначенная для экстремальных условий / М.А. Мараховский, М.В. Таланов, А.А. Панич // Релаксационные явления в твердых телах (РЯТТ-2022): материалы XXV Международной конференции / отв. ред. Л.Н. Коротков. – Воронеж, 2022. – С. 139–140.
4. **Митько, В.Н.** Математическое моделирование физических процессов в пьезоэлектрическом приборостроении / В.Н. Митько, Ю.А. Крамаров, А.А. Панич; под ред. А.Е. Панича. – Ростов-на-Дону: Издательство Южного федерального университета, 2009. – 240 с. – (Пьезоэлектрическое приборостроение; т. 6).

ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ КАБИН ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВС НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ СИСТЕМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

*Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», г. Москва
emma@greenfil.ru, avsookolov@gosniias.ru, iigreshnikov@gosniias.ru,
dadavydov@gosniias.ru*

Разработка информационно-управляющего поля (ИУП) кабины экипажа воздушного судна (ВС) представляет собой сложную научно-исследовательскую задачу, решение которой требует формирования соответствующей материально-технической и методологической базы, а также привлечения высококвалифицированных специалистов.

Разработка человеко-машинных интерфейсов включает следующие этапы [1-3]:

1. Анализ требований к разрабатываемой системе, анализ аналогичных систем или их компонентов, наработок в области перспективных технологий.
2. Функциональный анализ и проектирование. Анализ задач и порядка работы операторов.
3. Проектирование человеко-машинного интерфейса.
4. Реализация разработанных решений на комплексах моделирования.
5. Отработка и проведение оценки человеко-машинного интерфейса с участием летного состава.

На **этапе анализа требований** к системе рассматриваются ее особенности и отличия от аналогичных систем, определяются ключевые вопросы исследования и необходимость разработки новых технологических решений с целью выполнения этих требований.

На **этапе анализа аналогов** необходимо найти и проанализировать мировой и отечественный научно-технический задел в этой области:

- аналогичные системы и их компоненты;
- технологии, которые могут быть доработаны или адаптированы к применению в разрабатываемой системе;
- варианты решения аналогичных поставленных в исследовании вопросов.

Далее на основе первых этапов **формулируются функции** разрабатываемой системы. Далее проводится анализ выполнимости этих функций операторами и автоматикой, учитываются перспективные технологии, которые планируются к использованию. Определяются конкретные

функции операторов, используемые уровни автоматизации.

Эти работы удобно проводить в нотации диаграмм вариантов использования, а также в табличном виде.

После проведения анализа функций необходимо **определить задачи** операторов и порядок их выполнения. Для этого применяются методы анализа задач [5], а также различные методики сбора экспертных данных, такие, как, например, составление пользовательских историй [6].

Для выполнения анализа задач необходимо сформулировать вопрос анализа. Это кажется очевидным, однако очень часто этим пренебрегают. Также важно понимать, что результат анализа задач может быть различным при разной постановке вопроса. Результаты анализа задач удобно документировать в нотации иерархического анализа задач [7, 8] или в табличном виде.

Часто анализ задач выполняется с участием экспертов из числа летного состава. В силу особенностей привычного способа мышления, эксперты из числа летного состава, как правило, рассказывают определенную последовательность выполнения действий. При этом достаточно часто рисуют на бумаге планы полета, руления или привычные им интерфейсы, которыми они при этом пользуются. Возникает необходимость фиксировать эти данные таким образом, чтобы с одной стороны не пропустить ничего важного, а с другой – обеспечить удобство формирования на основе этих данных артефактов в общеизвестных нотациях, таких как деревья задач или таблицы. Для этого удобно использовать метод пользовательских историй [6]: эксперта спрашивают о том, как бы он выполнил определенную функцию, и затем фиксируют все, что он говорит либо в виде прямоугольников с действиями, расположенных слева направо, либо в связанных с действиями пометках. Получаемые от эксперта рисунки также фиксируются. Затем, после получения необходимого для полноты анализа количества историй, на их основе выполняется анализ задач.

Проектирование человеко-машинных интерфейсов выполняется, как правило, междисциплинарной группой на основе проведенных анализов задач и пользовательских историй, а также с применением разработанных макетов интерфейсов. При этом учитываются принятая практика полетов на аналогичных ВС, архитектура оборудования, с которым осуществляется взаимодействие, а также нормативные документы и физиологические и когнитивные особенности предполагаемых операторов.

Далее, разработанные решения моделируются на стенде виртуального прототипирования. При этом отрабатывается компоновка информационно-управляющего поля кабины, а также проводится предварительная оценка удобства расположения и досягаемости группой экспертов из числа летного состава.

Следующим этапом моделирования является создание модели кабины на универсальном стенде прототипирования (УСП). На УСП графические модели и реплики приборов подключаются к стендово – имитационной среде, моделирующей полет ВС и работу его систем. На УСП отрабатывается работа пилотов в динамике, а также проводятся исследования различных вариантов человеко-машинного интерфейса с целью выбора наилучшего.

Особенностью УСП является возможность достаточно быстрого создания и изменения графических моделей компонентов человеко-машинного интерфейса кабины, что открывает широкие возможности для исследования различных технических решений.

Следующим этапом является создание полноразмерного макета кабины, на котором возможно проведение исследовательских испытаний разработанного интерфейса с использованием реплик реальных пультов.

Оценка разработанных решений проводится с помощью специализированного комплекса эргономической оценки [9], позволяющего осуществлять субъективную и объективную оценку человеко-машинного интерфейса.

В части субъективной оценки применяются различные анкеты, а также специализированное программное обеспечение, реализующее оценку методом парных сравнений [10].

В части объективной оценки реализована возможность записи различных биометрических параметров: пульса, параметров глазодвигательной активности, электроэнцефалограммы и т.д. в системе единого времени, а также по возможности с одинаковой частотой. Для получения результатов применяются методы анализа первичных показателей, а также различные методы постобработки [11 - 13].

Таким образом, в докладе рассмотрена технология системного проектирования кабин перспективных ВС, основанная на методах анализа функций и задач экипажа, а также моделирования и отработки на стендах трех типов: виртуального прототипирования, УСП и полноразмерных макетов кабин и оценки разработанных кабин с помощью комплекса эргономических оценок.

Особенностью технологии является системный характер, а также модульность архитектуры комплексов, позволяющая в ограниченные сроки реализовывать и отрабатывать перспективные технологии кабины экипажа ВС [14-16].

1. NASA/TM-2006-214535 NESC-RP-06-108/05-173-E: Design, Development, Testing, and Evaluation: Human Factors Engineering (National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center Hampton, Virginia, 2006).

2. **Анохин А.Н.** Проектирование интерфейсов. / А.Н. Анохин, Н.А. Назаренко // Человечно-машинные системы, Биотехносфера. – 2010. – №2(8). – С. 21–27.
3. **Анохин А.Н., Острейковский В.А.** Вопросы эргономики в ядерной энергетике. – М.: Энергоатомиздат, 2001. – 344 с.
4. **Корсун О. Н., Глухова Э. Д., Долженко А. А., Лезин В.** Проектирование человеко-машинного интерфейса наземной поддержки одночленного экипажа пассажирского ВС // Моделирование авиационных систем: Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 29–30 ноября 2023 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2023. – С. 213-215. – EDN DBXWZY.
5. **Hollnagel, E.** Handbook of Cognitive Task Design. / E. Hollnagel // Lawrence Erlbaum Associates, Publishers, Mahwah, New Jersey, 2003. 199
14. Annett, J. Task analysis and training design / J. Annett, K. Duncan // Occup. Psychol., 1967, 41. P. 211–221. 15. Kirwan, B. A Guide to Task Analysis / B. Kirwan, L.K. Ainsworth // London: Taylor & Francis. 1992.
16. Stanton, N.A. Hierarchical task analysis: development, application, and extensions /N. A. Stanton // Applied Ergonomics, 2006, №1 (37). P. 55–79.
6. **Паттон, Д.** [Пользовательские истории. Искусство гибкой разработки ПО] / Джефф Паттон; [перевод с английского О. Потапова]. — Санкт-Петербург [и др.] : Питер, 2020 (т. е. 2019). — 286 с. : ил. — (Серия «Бестселлеры O'Reilly»). — ISBN 978-5-4461-1055-1.
7. **Annett, J.** Task analysis and training design / J. Annett, K. Duncan // Occup. Psychol., 1967, 41. P. 211–221.
8. **Kirwan, B.** A Guide to Task Analysis / B. Kirwan, L.K. Ainsworth // London: Taylor & Francis. 1992.
9. Патент № 2787317 C1 Российская Федерация, МПК G09B 19/00. Комплекс проведения эргономических оценок информационно-управляющего поля : № 2021130113 : заявл. 15.10.2021 : опубл. 09.01.2023 / И. И. Грешников, Л. С. Куравский, В. И. Златомрежев, Г. А. Юрьев ; заявитель Федеральное автономное учреждение "Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем". – EDN GWNJQJ.
10. **Greshnikov I.I. et al.** Expert assessment of the cockpit crew information and control field. Journal of physics: conference series 11. "XI International Scientific and Technical Conference on Robotic and Intelligent Aircraft Systems Improving Challenges, RIASIC 2020" IOP Publishing Ltd, Vol. 1958, 2021. DOI: 10.1088/1742-6596/1958/1/012018.
11. Оценка действий экипажа самолёта по данным видеоокулографии /

- Л. С. Куравский, Г. А. Юрьев, В. И. Златомрежев [и др.] // Экспериментальная психология. – 2021. – Т. 14, № 1. – С. 204-222. – DOI 10.17759/exppsy.2021140110. – EDN WDFFKU.
12. Оценка действий экипажа воздушного судна на основе модели рисков человеческого фактора / Л. С. Куравский, Г. А. Юрьев, В. И. Златомрежев, Н. Е. Юрьева // Экспериментальная психология. – 2020. – Т. 13, № 2. – С. 153-181. – DOI 10.17759/exppsy.2020130211. – EDN LDVXPM.
13. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021668683 Российская Федерация. "The Intelligent System for Flight Analysis v. 3.3" (ISFA v. 3.3) : № 2021668197 : заявл. 17.11.2021 : опубл. 18.11.2021 / Л. С. Куравский, Н. Е. Юрьева, Г. А. Юрьев [и др.] ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт авиационных систем". – EDN QIIFIN.
14. Козырев А.Д. Внедрение функции управления голосом в информационно-управляющее поле кабины пилотов самолета / А.Д. Козырев, И.И. Грешников // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. – 2022. – Т. 24, № 1. – С. 16–24. – DOI 10.18127/j19998554-202201-02. – EDN RFRBRZ.
15. Грешников, И. И. Внедрение функции управления взглядом в информационно-управляющее поле кабины пилотов / И. И. Грешников // Информационные технологии. - 2021. - Т. 27. - №8 - С. 445-448. DOI: 10.17587/it.27.445-448 EDN: WSXWJG
16. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020664394 Российская Федерация. Виртуальные пульта управления демонстратора кабины одночленного экипажа : № 2020662552 : заявл. 15.10.2020 : опубл. 12.11.2020 / И. И. Грешников, С. Н. Голиков, Н. А. Шаталина ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем» (ФГУП «ГосНИИАС»). – EDN LGKAVC.

И.И. Грешников, Д.А. Давыдов, А.В. Соколов, Э.Д. Глухова

ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ ЗА СЧЁТ ВНЕДРЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ «ВИРТУАЛЬНОГО ВТОРОГО ПИЛОТА»

*Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», г. Москва,
iigreshnikov@gosniias.ru, dadavydov@gosniias.ru, avsokolov@gosniias.ru,
emma@greenfil.ru*

Несмотря на существенный прогресс в области автоматизации самолётных систем и внедрения новых технологий в кабину пилотов, человеческий фактор по-прежнему является одной из основных причин возникновения лётных происшествий. Задача интеллектуализации человеко-машинных интерфейсов и бортового оборудования приобретает особую значимость в контексте увеличивающейся сложности управления современными воздушными судами (ВС), где взаимодействие пилота с кабинными интерфейсами играет ключевую роль.

Целью исследования является изучение возможности управления перспективным ВС одним пилотом при условии автоматизации и интеллектуализации комплекса бортового оборудования (КБО) самолёта, в том числе совершенствовании человеко-машинного взаимодействия, а также развитии служб наземной поддержки.

Это достигается путем применения системного подхода к разработке [1, 2, 3]: проведения анализа функций [3] и задач [4-6] традиционного лётного экипажа с целью их перераспределения между пилотом, автоматикой и специализированной наземной службой [6]. При этом выявляется необходимость повышения уровня автоматизации, что и выполняется в рамках разработки технологии «виртуального второго пилота».

Понятие «виртуальный второй пилот» можно определить, как стек перспективных бортовых технологий, интегрированных в КБО ВС и обеспечивающих уровень автоматизации и интеллектуализации, достаточный для выполнения безопасного полета одним пилотом.

С целью разработки технологии «виртуального второго пилота» проводились работы по трем направлениям:

- 1) Разработка перспективных функций КБО и интеллектуализация существующих.

- 2) Разработка перспективных функций человеко-машинного взаимодействия.

3) Разработка функций наземной поддержки, обеспечивающих поддержку ВС с одноклеченными экипажами.

В части КБО ключевой функцией, обеспечивающей возможность полетов ВС с одним пилотом, является функция автовозврата на землю. Для ее обеспечения была спроектирована система автовозврата, включающая в себя систему автопосадки.

В ходе исследования были определены основные задачи системы автовозврата ВС на землю, центральной системой которой является система принятия решений (СПР). Реализовано взаимодействие СПР с самолетными системами для получения информации об их состоянии и передачи к ним управляющих сигналов, в том числе от системы самолётостроения (ВСС) для построения аварийного маршрута посадки с учётом множества факторов.

Предусмотрена также оценка состояния пилота для автоматической активации режима автовозврата в случае его недееспособности, или поддержки пилота в состояниях близким к недееспособности. Реализован информационный канал передачи данных между наземными службами и ВС, включаю систему шифрования и компенсации задержек.

В части человеко-машинного интерфейса были разработаны технологии мультимодального управления: управления голосом [14] и взглядом [15], а также созданы виртуальные пульта управления системами [16] и интерактивные чек-листы, контроль выполнения которых включен в функции автоматики.

Также была разработана компоновка кабины для одного пилота с учетом принятых нормативных документов и методик расчета досягаемости органов управления и интерфейсы рабочих мест наземных операторов (рисунок 1).

Для повышения безопасности и удобства выполнения посадки и других сложных режимов была разработана адаптивная индикация для очков дополненной реальности (AR) с использованием слоёв синтезированного и улучшенного зрения. В зависимости от этапа полета состав индикации динамически изменяется, обеспечивая объём информации достаточный для текущей полётной ситуации.

С целью обеспечения надежности работы пилота разрабатывается система контроля психофизиологического состояния экипажа [11-13]. Эта система позволяет операторам наземной поддержки и автоматике выявлять опасные психофизиологические состояния экипажа и осуществлять передачу управления автоматике или наземной службе, а также осуществлять интеллектуальную поддержку пилота.



Рис. 1. Компоненты комплекса моделирования
«виртуального второго пилота»

В части наземной поддержки была предложена концепция специализированной наземной службы, в функции которой входит контроль и обеспечение безопасности ВС ГА с одночленным экипажем с земли.

В результате анализа функций наземных служб были выделены три группы: функции планирования, мониторинга и управления. При этом одновременное выполнение задач, относящихся к разным группам, одним оператором с точки зрения человеческого фактора практически невозможно.

Далее были определены задачи, выполняемые операторами, и разработаны человеко-машинные интерфейсы для выполнения этих задач. Также были доработаны функции КБО и реализованы каналы передачи данных с целью обеспечения взаимодействия с наземными службами.

Таким образом, в результате исследования был сформирован перечень функций КБО необходимый для обеспечения управления ВС одним пилотом, в том числе с учётом его возможной недееспособности. Данные функции были реализованы в составе комплекса моделирования «вирту-

ального второго пилота» и апробированы лётными экспертами с применением методик экспертной [10] и объективной [15-13] оценок.

Целесообразно продолжать дальнейшие исследования в данном направлении с представителями авиационной отрасли, синхронизируя научные исследования с опытно-конструкторскими работами по разработки перспективных ВС, обеспечивая таким образом поэтапное внедрение новых технологий.

1. NASA/TM-2006-214535 NESC-RP-06-108/05-173-E: Design, Development, Testing, and Evaluation: Human Factors Engineering (National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center Hampton, Virginia, 2006).
2. **Анохин А. Н.** Проектирование интерфейсов. / А. Н. Анохин, Н. А. Назаренко // Человечно-машинные системы, Биотехносфера. – 2010. – №2(8). – С. 21–27.
3. **Анохин А. Н., Острейковский В. А.** Вопросы эргономики в ядерной энергетике. – М.: Энергоатомиздат, 2001. – 344 с.
4. **Hollnagel E.** Handbook of Cognitive Task Design. / E. Hollnagel // Lawrence Erlbaum Associates, Publishers, Mahwah, New Jersey, 2003. 199 14. Annett, J. Task analysis and training design / J. Annett, K. Duncan // Occup. Psychol., 1967, 41. P. 211–221.
5. **Kirwan B. A** Guide to Task Analysis / B. Kirwan, L.K. Ainsworth // London: Taylor & Francis. 1992.
6. Stanton N. A. Hierarchical task analysis: development, application, and extensions /N. A. Stanton // Applied Ergonomics, 2006, №1 (37). P. 55–79.
7. **Корсун О. Н., Глухова Э. Д., Долженко А. А., Лезин В.** Проектирование человеко-машинного интерфейса наземной поддержки однопилотного экипажа пассажирского ВС // Моделирование авиационных систем: Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 29–30 ноября 2023 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2023. – С. 213-215. – EDN DBXWZY.
8. **Козырев А.Д.** Внедрение функции управления голосом в информационно-управляющее поле кабины пилотов самолета / А.Д. Козырев, И.И. Грешников // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. – 2022. – Т. 24, № 1. – С. 16–24. – DOI 10.18127/j19998554-202201-02. – EDN RFRBRZ.
9. **Грешников, И. И.** Внедрение функции управления взглядом в информационно-управляющее поле кабины пилотов / И. И. Грешников // Информационные технологии. - 2021. - Т. 27. - №8 - С. 445-448. DOI: 10.17587/it.27.445-448 EDN: WSXWJG

10. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020664394 Российская Федерация. Виртуальные пульта управления демонстратора кабины одночленного экипажа : № 2020662552 : заявл. 15.10.2020 : опубл. 12.11.2020 / И. И. Грешников, С. Н. Голиков, Н. А. Шаталина ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем» (ФГУП «ГосНИИАС»). – EDN LGKAVC.
11. **Куравский, Л.С.** Оценка действий экипажа самолёта по данным видеоокулографии / Л.С. Куравский, Г.А. Юрьев, В.И. Златомрежев, И.И. Грешников, Б.Ю. Поляков // Экспериментальная психология. – 2021. – Том 14. № 1. – С. 204–222. DOI: <https://doi.org/10.17759/exppsy.2021140110>.
12. **Корсун, О.Н.** Оценка состояния человека-оператора по анализу изображений лица / О.Н. Корсун, Т.А. Тихомирова, Е.И. Михайлов // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2019. – №7(181) – С. 10–19.
13. **Kuravsky, L.S.** Assessing the Pilot Condition According to Video Oculography Data and Parameters of Brain Alpha Rhythms by Modeling the Neural Activity / L.S. Kuravsky, G.A. Yuryev, I.I. Greshnikov [et al.] // Experimental Psychology (Russia). – 2022. – Vol. 15, No. 2. – P. 194-212. – DOI 10.17759/exppsy.2022150214. – EDN IOBHCV.
14. **Greshnikov I.I. et al.** Expert assessment of the cockpit crew information and control field. Journal of physics: conference series 11. "XI International Scientific and Technical Conference on Robotic and Intelligent Aircraft Systems Improving Challenges, RIASIC 2020" IOP Publishing Ltd, Vol. 1958. 2021. DOI: 10.1088/1742-6596/1958/1/012018.
15. Assessing the Pilot Condition According to Video Oculography Data and Parameters of Brain Alpha Rhythms by Modeling the Neural Activity / L. S. Kuravsky, G. A. Yuryev, I. I. Greshnikov [et al.] // Experimental Psychology (Russia). – 2022. – Vol. 15, No. 2. – P. 194-212. – DOI 10.17759/exppsy.2022150214. – EDN IOBHCV.
16. Оценка действий экипажа воздушного судна на основе модели рисков человеческого фактора / Л. С. Куравский, Г. А. Юрьев, В. И. Златомрежев, Н. Е. Юрьева // Экспериментальная психология. – 2020. – Т. 13, № 2. – С. 153-181. – DOI 10.17759/exppsy.2020130211. – EDN LDVXPM.
17. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021668683 Российская Федерация. "The Intelligent System for Flight Analysis v. 3.3" (ISFA v. 3.3) : № 2021668197 : заявл. 17.11.2021 : опубл. 18.11.2021 / Л. С. Куравский, Н. Е. Юрьева, Г. А. Юрьев [и

др.] ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт авиационных систем". – EDN QIIFIN.

*И.И. Грешников, Д.А. Давыдов,
А.В. Соколов, Б.И. Гончар, Е.Д. Кислицын*

УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЛЕКСНОЙ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЙ ИНДИКАЦИИ НА ОСНОВЕ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ

*Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», г. Москва,
iigreshnikov@gosniias.ru, dadavydov@gosniias.ru, avsokolov@gosniias.ru,
bigonchar@gosniias.ru, edkislicin@gosniias.ru*

Повышение безопасности полетов в условиях ограниченной видимости (на малых высотах, при рулении, на посадке) остается одной из ключевых задач в сфере авиации. Существующие системы индикации (ИЛС и традиционные пилотажно-навигационные индикаторы) не всегда обеспечивают достаточную эффективность человеко-машинного взаимодействия, что может приводить к отсутствию ситуационной осведомленности и информационной перегрузке экипажа.

Технологии дополненной реальности (AR) открывают новые возможности для формирования данных в поле зрения пилота, однако их применение в гражданской авиации требует адаптации под специфику работы экипажа в транспортных и пассажирских самолетах.

Целью настоящего исследования

Является разработка концепции, реализация и отработка на пилотажном стенде комплексной пилотажно-навигационной индикации (КПНИ) в очках дополненной реальности (AR) для гражданской авиации, направленной на снижение нагрузки пилотов и повышение ситуационной осведомленности.

На основании проведенного сравнительного анализа существующих AR-решений, с учетом технических характеристик и возможностей программного обеспечения, в качестве базовой платформы для разработки была выбрана система Microsoft Hololens 2.

При разработке концепции КПНИ было решено руководствоваться

следующими принципами [1]:

- Объем, состав и форма предъявления информации должны соответствовать как решаемым задачам, так и психологическим возможностям человека. Информация должна быть достаточной, но не избыточной.
- Общий объем информации должен способствовать максимально возможной разгрузке оперативной (рабочей) памяти человека, чтобы не снижать качество его работы.

Предлагаемая концепция КПНИ создана с учетом современных технологий разработки авиационной индикации и с применением целеориентированного проектирования [2, 3].

Весь объем индицируемой информации разделен на несколько комбинированных слоёв: слой пилотажно-навигационной индикации (ПНИ), слой синтезированного видения (SVS) и слой улучшенного видения (EVS).

Поскольку задачи экипажа и когнитивные нагрузки варьируются в зависимости от фазы полета (взлет, набор высоты, крейсерский режим, снижение, посадка, пробег), состав отображаемой информации динамически адаптируется.

Слой EVS, являющийся изображением с комплекса камер телевизионного и инфракрасного диапазонов, помогает пилотам выполнять полёт в темное время суток и при плохой видимости, а также позволяет снизить метеоминимум посадки. Синтезированное изображение объектов, отображаемое на слое SVS и формируемое на основе специализированных баз данных о рельефе местности, аэродромной инфраструктуре, запретных для полёта зонах, служит пилотам для улучшения ситуационной осведомлённости.

Рассматриваемая концепция КПНИ была реализована на платформе Unity и была интегрирована в виде законченного программного решения в очки дополненной реальности Microsoft HoloLens 2. Данное программное решение было отработано в составе пилотажного стенда с участием пилотов-экспертов и специалистов по сертификации, которые пришли к выводу, что применение технологии позволяет снизить нагрузку на экипаж воздушного судна и повысить ситуационную осведомлённость, что потенциально может повысить безопасность полётов и снизить эксплуатационные расходы авиакомпании за счёт расширения возможностей для осуществления посадки.

Результаты работы

Позволили сформировать научно-технический задел для дальнейших исследований. В соответствии с поставленной задачей, было отмечено, что данная технология существенно снижает нагрузку на экипаж за счёт следующих факторов:

- снижается необходимость переводить взгляд из зоны закабинного пространства в зону приборной индикации, т. к. необходимая пилоту информация отображается в очках дополненной реальности;
- изменение структуры информации в зависимости от этапов полёта позволяет уделять внимание только тем параметрам, которые действительно необходимы в текущий момент времени. Особенное значение это имеет на самых нагруженных этапах полета – взлет, набор высоты, снижение и посадка.
- применение ограниченного количества цветов позволяет структурировать индицируемую информацию, в т. ч. сигнализацию пилоту о выходе на критические значения параметров полёта.

Разработанная технология [4] демонстрирует значительные преимущества перед традиционными системами индикации, открывая новые возможности для авиационной отрасли. Для разработчиков самолетов она предлагает принципиально новые подходы к созданию кабинного оборудования, для авиакомпаний - повышение безопасности и эффективности полетов, а для пилотов - принципиально новый уровень взаимодействия с бортовыми системами. Полученные результаты убедительно доказывают перспективность дальнейшего развития и внедрения данной технологии в авиационной практике.

1. **Ломов Б. Ф.** (ред.) Справочник по инженерной психологии. — М.: Машиностроение, 1982.
2. **Корсун О. Н., Глухова Э. Д., Скрыбиков Н. В.** Применение целеориентированного проектирования при разработке кадров пилотажной и навигационной индикации // УАКС-2022: мат. конф. 2022. С. 32–35. 10.
3. **Купер А., Рейман Р., Кронин Д. и др.** Интерфейс. Основы проектирования взаимодействия; [пер. с англ.]. СПб: Питер, 2017. 720 с.
4. Улучшение эргономических показателей наголовной индикации в очках дополненной реальности для применения в гражданской авиации / Д. А. Давыдов, И. И. Грешников, Б. И. Гончар [и др.] // Программные продукты и системы. – 2025. – № 1. – С. 157-165. – DOI 10.15827/0236-235X.149.157-165. – EDN MOMWWW.

ДАТЧИК УГЛА НА БАЗЕ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА

*ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет», г. Тула,
kalikanov.aleksei@mail.ru*

Современные аэрокосмические системы требуют высокой точности навигации и управления, что делает гироскопы незаменимыми компонентами систем управления. Традиционные механические гироскопы постепенно уступают место более современным технологиям, например, таким как волновые твердотельные гироскопы. Эти устройства обеспечивают высокую точность, надежность и устойчивость к внешним воздействиям, что делает их идеальными для применения в аэрокосмической отрасли.

К настоящему времени существуют два основных типа ВТГ в зависимости от применяемого материала резонатора:

- ВТГ с высокодобротным полусферическим резонатором из плавного кварца [1];

- ВТГ с низкодобротным объемным резонатором из металлического элинварного сплава, обладающего заданными температурно-стабильными параметрами упругости. Они позволяют создать датчик угловой скорости или датчик угла среднего и низкого класса точности, при этом простота конструкции позволяет производить их практически на любом металлообрабатывающем предприятии, имеющем высокоточные станки с ЧПУ. Однако без специальных мер реализация режима работы в качестве датчика угла в металлическом резонаторе будет ограничена 2-3 секундами [2,3].

В работе проведено исследование зависимости времени работы датчика угла с временем затухания свободных колебаний, определяемых добротности резонатора. Установлено, что для обеспечения времени работы в качестве датчика угла не менее 40 секунд требуется добротность свыше нескольких сотен тысяч, что не достижимо в чувствительном элементе (ЧЭ) ВТГ с низкодобротным объемным резонатором без специальных мер. Показана реализация схмотехнический способ позволяющего увеличить время работы датчика угла, дано его математическое описание, приведены результаты имитационного моделирования, а также результаты испытания макетного образца.

Из результатов имитационного моделирования (рис. 1) установлено, что при реализации схмотехнического способа необходимо обеспечение идентичных контуров управления.

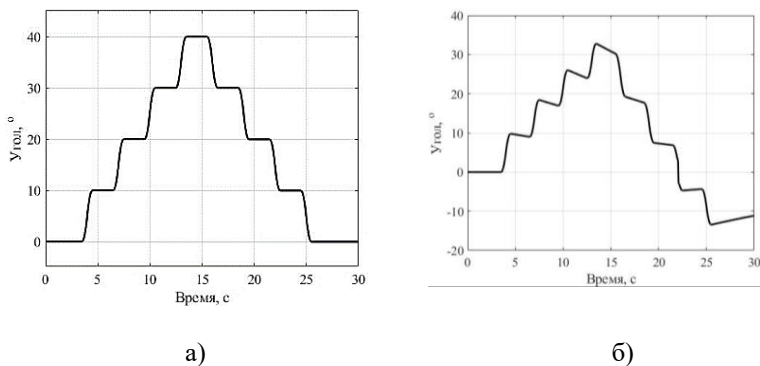


Рис. 1. Результаты моделирования при повороте основания а) при равенстве параметров контуров обратных связей; б) при рассогласовании параметров контуров обратных связей на 10 %

Результаты проведенных испытаний (рис. 2) подтвердили работоспособность предложенного способа, что позволило увеличить время работы датчика угла на величину порядка $3T \approx 62,5$ с (0,5 с время выхода на режим), данный результат сходится с результатами имитационного моделирования.

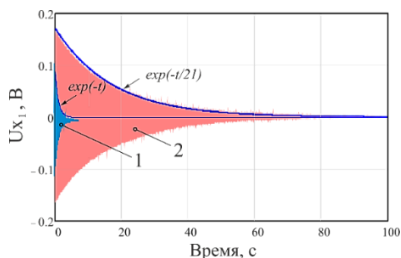


Рис. 2. График затухающих колебаний резонатора: без компенсации (1) и с компенсацией диссипации энергии (реализованный схмотехнический способ) (2)

На рис. 3 приведен график вычисленного угла поворота основания с помощью ВТГ в диапазоне углов от 45° до 90° , подтверждающий возможность реализации датчика угла. Существенный рост погрешности в диапазоне углов поворота от 45° до 90° обусловлен наличием погреш-

ности в демодулированном сигнале вторичного контура ВТГ по сравнению с сигналом первичного контура.

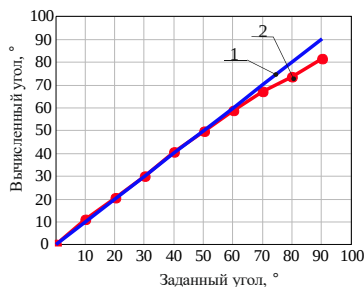


Рис. 3. График измеренного угла поворота с помощью ВТГ
1 – заданный угол; 2 – вычисленный угол

Очевидно, это вызвано локальными дефектами в резонаторе, сформировавшимися на этапах операций литья, термической закалки и механической обработки. Проведенное исследование подтверждает возможность реализации датчика угла ВТГ с низкодобротным объемным резонатором из металлического эливарного сплава [4,5].

1. **Шишаков К.В.** Твердотельные волновые гироскопы: волновые процессы, управление, системная интеграция. Ижевск: Изд-во ИжГТУ, 2018. 264 с.
2. **Распопов В. Я.** Датчик угловых скоростей на базе волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором для систем ориентации, стабилизации и навигации / В. Я. Распопов, В. В. Лихошерст // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2021. – Т. 22, № 7. – С. 374-382.
3. **Распопов В. Я.** Волновые твердотельные гироскопы с металлическим резонатором / В. Я. Распопов, В. В. Лихошерст // Гироскопия и навигация. – 2023. – Т. 31, № 1(120). – С. 26-44.
4. **Каликанов, А. В.** Волновой твердотельный гироскоп с низкодобротным объемным резонатором работающий в режиме интегрирующего гироскопа / А. В. Каликанов // Датчики и системы. – 2024. – № 1(273). – С. 14-17. – DOI 10.25728/datsys.2024.1.3
5. **Патент № 2832852 С1** Российская Федерация, МПК G01С 19/56. Датчик угла на базе волнового твердотельного гироскопа с металлическим резонатором: заявл. 19.06.2024; опубл. 09.01.2025 / А. В. Каликанов, В. В. Лихошерст, М. Г. Погорелов, В. В. Матвеев ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Тульский государственный университет".

СТРУКТУРНЫЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ НА ОДНОРОДНЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ ПРОЦЕССОРАХ

*Институт машиноведения УрО РАН, г. Екатеринбург,
nicklookin@mail.ru*

Введение

Внутрикадровая обработка изображений является одной из наиболее вычислительно трудоемких задач мобильных видеосистем реального времени. Алгоритмы внутрикадровой обработки обладают максимально возможным уровнем параллелизма, что создает предпосылки для достижения высокой производительности видеопроцессоров. Решением этой проблемы является применение функционально-ориентированных процессоров на основе однородных вычислительных сред (ФОП-ОВС) [1], которые реализуют массивно-параллельную обработку на уровне отдельных слов данных. Процессоры с однородной структурой позволяют предельно минимизировать время внутрикадровой обработки изображений за счет организации обработки потоков пикселей на двумерных массивах процессорных элементов. Однако, для эффективной реализации внутрикадровой обработки на ФОП-ОВС необходимо осуществлять структурные преобразования алгоритмов [2-7], цель которых - оптимизировать вычисления по критериям аппаратной и временной сложности [9]. Структурные преобразования алгоритмов позволяют получить описания, предназначенные для представления вычислений в среде ФОП-ОВС. В докладе рассматриваются выполненные структурные преобразования и описывается их применение для вычисления в реальном времени двумерного фильтра с ядром произвольного размера в базисе конкретного процессора с однородной структурой.

Модели организации параллельных вычислений

Исследования в области структурных преобразований алгоритмов потоковой обработки данных показывают, что можно предложить две группы преобразований.

Первая группа – это эквивалентные преобразования аналитических выражений, которые приводят к образованию новых композиционных форм их представления. Преобразования данной группы основаны на

теоретико-групповом декомпозиционном подходе (ТГДП) [5-8], использование которого позволило получить параметризованные композиционные формы для представления операций цифровой обработки сигналов (ЦОС) и операций структурно им подобных. В результате выполненных преобразований были получены описания структур операций в виде параметризованных решетчатых графов. Сами описания являются архитектурно независимыми, а их использование дает возможность проведения совместного теоретического анализа алгоритмов и архитектур.

Вторая группа преобразований использует характеристики архитектур вычислительных систем, необходимых для описания организации вычислений. Рассмотрим архитектуру ОВС-ФОП на основе процессорных элементов (ПЭ) Minitera 2.0 [10]. Это двумерный массив из битовых ПЭ, связанных между собой локальными битовыми информационными связями и реализующих бит-последовательную обработку потоков данных. Перед началом работы в управляющую память каждого ПЭ записывается код конкретной команды, после чего обработка потоков данных производится в темпе их поступления на входы ОВС, таким образом, в докладе рассматривается бит-последовательная ОВС с архитектурой класса MIMD [11]. Все ПЭ идентичны, структура одного из них приведена на рис. 1б. Каждый ПЭ может выполнять микрокоманды двух типов – обработки данных и транзит. Эти два типа микрокоманд объединены в команду, исполняемую за один такт. Таким образом, каждый ПЭ реализует 3 режима обработки информации - собственно обработку, транзит или их совместное исполнение. Структура ОВС изображена на рис. 1а.

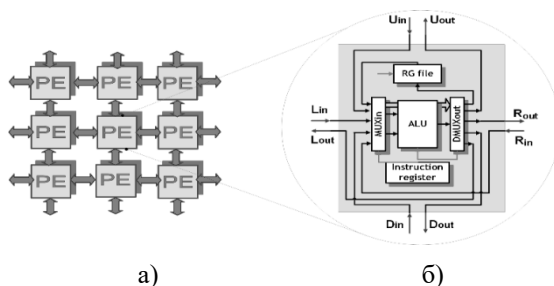


Рис. 1. Однородная вычислительная среда Minitera 2.0.
а) Структура ОВС; б) Структура PE

Обозначения на рис. 1: U, L, R, B – внешние шины данных, "in", "out" – вход/выход, ALU – битовое арифметико-логическое устройство, Instruction register – регистр команд, MUXin, DMUXout – мультиплексор и демультиплексор соответственно, RG file – регистр данных, PE – процессорный элемент.

Архитектура ОВС-ФОП представляет собой одно из возможных рациональных решений для реализации внутрикадровой обработки изображений в реальном времени, так как позволяет реализовать внутрикадровую обработку изображений в темпе поступления пикселей с выходов сенсора без необходимости буферизации. Структура ОВС-ФОП может быть представлена регулярным решетчатым графом [12], [13] с дугами длины 1, при этом степени любой вершины равны 4. В то же время, произвольные алгоритмические графы, в том числе для внутрикадровой обработки изображений, могут иметь различные структуры. Это выдвигает на первый план решение задачи преобразования произвольного графа к виду решетчатого с целью достижения эффективной реализации алгоритмов с помощью ОВС. Таким образом, основной задачей структурных преобразований алгоритмов в нашем случае является задача разработки их параметризованных описаний, отражающих вычислительные структуры в виде решетчатых графов. В докладе формулируется и решается задача выполнения структурных преобразований применительно к алгоритмам внутрикадровой обработки изображений. В качестве исследуемого объекта был выбран алгоритм вычисления двумерного фильтра с произвольным ядром размера n_2 , описываемого следующим выражением

$$C(j, p) = \frac{1}{K} \sum_{m=0}^{n_2-1} \sum_{i=0}^{n_2-1} a(i, m) \cdot b((j+i), (p+m)) \quad (1),$$

$$j = 0, 1 \dots N_1 - 1; p = 0, 1 \dots N_2 - 1; K \in Z$$

Данное выражение описывает обработку двумерных входных данных (изображений) $b(j, p) = b_{jp}$, где j, p – параметры, диапазон изменения которых определяется заданными размерами изображения N_1 и N_2 . Обработка заключается в определении значений $C(j, p) = C_{jp}$ путем многократных “взвешиваний” с помощью используемой матрицы фильтра $a(i, m)$, $n_2=3$, $i, m=0, 1, 2$ в соответствии с выражением (1) заданных с помощью параметров j, p, i, m участков изображения размера $n_2 \times n_2$. Элементы ядра фильтра $a(i, m)$ записываются в ОВС-ФОП заранее и хранятся в RgFile каждого ПЭ в виде $a'(i, m) = \frac{1}{K} a(i, m)$, что исключает необходимость реализации операции деления. Для адаптации алгоритма фильтрации к архитектуре ОВС-ФОП выполним реструктуризацию входных данных $b(j, p) = b_{jp}$ и выражения (1), опираясь на опыт разработки параллельных алгоритмов на базе ТГДП. Для этого представим j, p в следующем виде:

$j=j_1+j_2n_2$, $p=p_1+p_2n_2$, $j_1, p_1=0...n_2-1$, $n_2=3$, при этом значения j_2, p_2 определяются исходя из j, p и n_2 . После преобразований выражение (1) можно представить в виде

$$C_{jp} = \sum_{m=0}^{n_2-1} \sum_{i=0}^{n_2-1} a'(i, m) \cdot b((j_1 + j_2 \cdot n_2 + i), (p_1 + p_2 \cdot n_2 + m)), \quad (2)$$

j		0				1				2			
		m				m				m			
p	i	0	1	2	i	0	1	2	i	0	1	2	i
		0	b_{00}	b_{01}	b_{02}	0	b_{10}	b_{11}	b_{12}	0	b_{20}	b_{21}	b_{22}
		1	b_{10}	b_{11}	b_{12}	1	b_{20}	b_{21}	b_{22}	1	b_{30}	b_{31}	b_{32}
		2	b_{20}	b_{21}	b_{22}	2	b_{30}	b_{31}	b_{32}	2	b_{40}	b_{41}	b_{42}
1	i	0	b_{01}	b_{02}	b_{03}	0	b_{11}	b_{12}	b_{13}	0	b_{21}	b_{22}	b_{23}
		1	b_{11}	b_{12}	b_{13}	1	b_{21}	b_{22}	b_{23}	1	b_{31}	b_{32}	b_{33}
		2	b_{21}	b_{22}	b_{23}	2	b_{31}	b_{32}	b_{33}	2	b_{41}	b_{42}	b_{43}
		0	b_{02}	b_{03}	b_{04}	0	b_{12}	b_{13}	b_{14}	0	b_{22}	b_{23}	b_{24}
2	i	1	b_{12}	b_{13}	b_{14}	1	b_{22}	b_{23}	b_{24}	1	b_{32}	b_{33}	b_{34}
		2	b_{22}	b_{23}	b_{24}	2	b_{32}	b_{33}	b_{34}	2	b_{42}	b_{43}	b_{44}

Блок 0

Блок 1

Блок 2

Рис. 2. Структура обработки входных потоков данных для модуля M_0

предполагающем его реструктуризацию по параметрам и "погружение" вычислений в двумерную клеточную среду ПЭ. Выражение (2) характеризуется зависимостью от параметров j_1, j_2, p_1, p_2, m, i и предполагает возможность организации модульной обработки данных в ОВС-ФОП. Таким образом, весь вычислительный процесс можно представить с помощью модулей и входящих в их состав блоков, обрабатывающих потоки данных. Значение параметра j_2 определяет номер модуля M_{j_2} . Каждый модуль состоит из n_2 блоков ($n_2=3$), в которых реализуются вычисления n_2 значений $C_{j_1p_1}$. Рисунок 2 иллюстрирует структуру обработки таких потоков данных для модуля M_{j_2} ($j_2=0$), состоящего из $n_2=3$ блоков (Блок $_{j_1}$, $j_1=0,1,2$), вычисляющих значения $C_{j_1p_1}$, $p_1=0,1,2$. В каждый модуль поступает n_2 потоков данных. На рисунке 2 эти потоки выделены разными способами, что позволяет проиллюстрировать их движение и реализацию вычислений в разных блоках одного модуля.

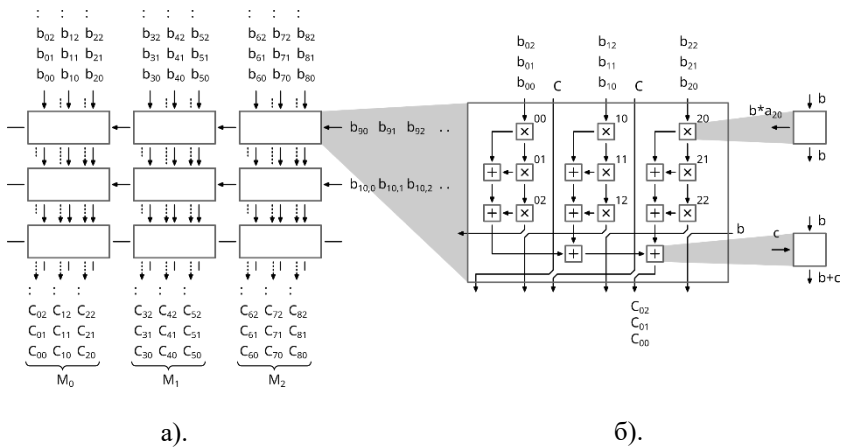


Рис. 3. Реализация двумерного фильтра с окном 3×3 в базисе ОВС

а). Модульная структура потоковых вычислений

б). Структура блока, вычисляющего фильтр с окном 3×3

Анализ представленных структур обработки потоков данных в алгоритмах фильтрации позволил разработать их модельное описание, которое соответствует двумерной параметризованной модульной структуре, ориентированной на реализацию рассматриваемого алгоритма в ОВС-ФОП. На Рисунке 3а приведена модульная структура потоковых вычислений для алгоритма внутрикадровой обработки изображений, которая была синтезирована с помощью разработанного модельного описания. Это описание имеет вид решетчатого графа и использует многопоточную обработку данных.

Структуризация алгоритма позволяет использовать практически все особенности клеточной архитектуры в процессе программирования ОВС-ФОП, а само программирование представляет собой процедуру назначения всех РЕ на реализацию алгоритма, т. е. по сути дела является проектированием ФОП. На Рисунке 3б приведен блок, реализующий потоковое вычисление фильтра с окном 3×3 , формируя столбец результирующей матрицы. Данный блок может быть реализован в виде двумерной решетки из 18 ПЭ, объединенных в три параллельно работающих конвейера. Каждый конвейер вычисляет значение фильтра в соответствии с (2). На входы блока поступают три потока пикселей b_{jp} , $j=j_1+j_2n_2$, $p=p_1+p_2n_2$, $j_1, p_1=0 \dots n_2-1$, $n_2=3$, которые взаимодействуют с элементами ядра фильтра. Все ПЭ реализуют бит-процессорную обработку данных, что позволяет обрабатывать плотные потоки входных данных без буферизации входной информации. Поэтому вычисление элементов фильтра

производится в темпе поступления потоков пикселей, т. е. осуществляется с максимально-возможной скоростью.

Аппаратная сложность проекта будет иметь вид $L_h = 18N_1[\text{ПЭ}]$, где N_1 — число параллельно подаваемых на вход столбцов матрицы изображения. Оценка временной сложности примет вид $L_t = (r + 4)N_2$ [тактов], где N_2 — число строк матрицы изображения, r — разрядность пикселей.

Заключение

Архитектура ОВС-ФОП реализует массивно-параллельную обработку данных и способна обеспечивать максимально возможную скорость внутрикадровой обработки изображений в режиме реального времени. Специфика архитектуры требует адаптировать алгоритмы к однородной двумерной структуре. В качестве технологии такой адаптации предлагаются эквивалентные преобразования алгоритмов, в частности, трансформирование алгоритмических графов к виду решетчатых, а также параметрическую реструктуризацию аналитических форм самих алгоритмов. Это позволяет эффективно реализовать вычисления в реальном времени. На примере одной из процедур внутрикадровой обработки изображений — двумерного фильтра с ядром произвольного размера — раскрывается преобразование графа и реструктуризация аналитической формы алгоритма. Описана реализация полученной формы алгоритма в базисе ОВС одного из существующих проектов.

1. **Lookin N.A.** Function-oriented processors with homogenous architecture for data flow signal processing in the space-born control systems. 2014 24th Int. Crimean Conference “Microwave & Telecommunication Technology” (CriMiCo’2014). Sevastopol, 2014, Crimea, Russia, V.1, pp. 417 -418. ISBN: 978-966-335-412-5. IEEE Catalog Number: CFP14788.
2. **Воеводин В. В.** Вычислительная математика и структура алгоритмов. — М.: Изд-во МГУ. 2006. 112 с.
3. Воеводин В. В., Воеводин Вл. В. Параллельные вычисления. — СПб.: БХВ Петербург 2002. 608 с.
4. **G.G. Lee, Y.K. Chen, M. Mattavelli, and E.S. Jang**, Algorithm/Architecture Co-Exploration of Visual Computing: Overview and Future Perspectives // IEEE Trans. Circuits and Systems for Video Technology. **19** (11), 1576-1587, (2009).
5. **GwoGiun (Chris) Lee, He-Yuan Lin, Chun-Fu Chen, and Tsung-Yuan Huang**, Quantifying Intrinsic Parallelism Using Linear Algebra for Algorithm/Architecture Coexploration // IEEE Trans.on Parallel and Distributed Systems. **23** (5), 944–957, (2012).

6. **О. В. Климова**, Методология декомпозиции данных и единое описание последовательных и параллельных алгоритмов вычисления операций цифровой обработки сигналов // Вестник Томского Государственного Университета. Управление, вычислительная техника и информатика. 2(23), 112-120 (2013).
7. **О. В. Климова**, Параллельные вычисления и закон построения модельного описания для алгоритмов цифровой обработки сигналов // Информационные технологии и вычислительные системы. 2, 11-22 (2016).
8. **Климова О. В.** Декомпозиционный подход к построению параллельных алгоритмов обработки двумерных данных // Вестник Томского государственного университета. Управление, вычислительная техника и информатика. – 2020. – № 52. – С. 114–122.
9. **Лукин Н.А.** Основы теории проектирования архитектур функционально-ориентированных процессоров для систем реального времени // Высокопроизводительные вычислительные системы // Материалы Пятой Международной научной молодежной школы и Пятой Международной молодежной научно-технической конференции, 31 августа – 6 сентября 2008, Таганрог – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2008. – с. 115 – 166.
10. **Н. А. Лукин.** Реконфигурируемые процессорные массивы для систем реального времени: архитектуры, эффективность, области применения// Известия ТРТУ. Тематический выпуск "Интеллектуальные и многопроцессорные системы". - Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2004, №9.
11. S.Y. Kung. VLSI Array Processors. – Prentice Hall, 1988.
12. **Curtin, Brian** (2005), Algebraic characterizations of graph regularity conditions, Designs, Codes and Cryptography, 34 (2–3): 241–248, doi:10.1007/s10623-004-4857-4, MR 2128333
13. <https://mathworld.wolfram.com/GridGraph.html>

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОРИЕНТАЦИИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ СТЕРЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРОЕКЦИИ*

*ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»,
г. Тула, matweew.valery@yandex.ru*

Рассматривается решение задачи определения ориентации подвижного объекта с использованием кинематических параметров (w, z) , которые были сравнительно недавно введены в теорию конечного поворота [1, 2]. Параметры (w, z) задают положение и ориентацию объекта вокруг неподвижной точки через два последовательных конечных поворота. Один из этих поворотов (угол z) характеризует вращение объекта вокруг одной из осей неподвижной системы координат. Второй поворот описывается с помощью стереографической проекции оси подвижного объекта $\mathbf{k}^b$ на комплексную плоскость $w = u + jv$ (рис. 1).

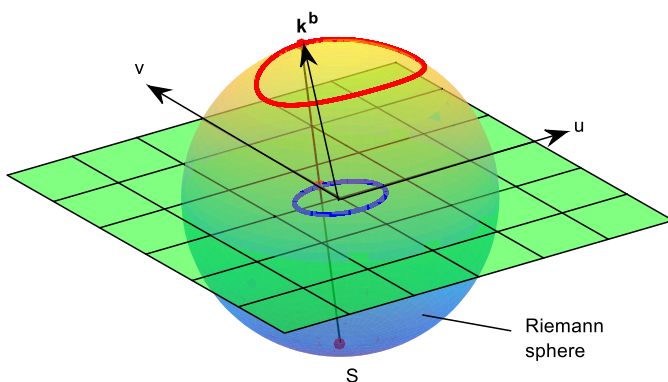


Рис. 1. Движение оси объекта $\mathbf{k}^b$ в системе координат и его стереографическая проекция

Это позволяет представить вращение объекта в виде точки на этой плоскости. Кинематические уравнения относительно параметров (w, z)

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-29-20077, <https://rscf.ru/project/25-29-20077/>

имеют вид

$$\begin{cases} \dot{u} = v\omega_{\zeta}^b + uv\omega_{\xi}^b - \frac{1}{2}\omega_{\eta}^b(1+u^2-v^2), \\ \dot{v} = -u\omega_{\zeta}^b - uv\omega_{\eta}^b + \frac{1}{2}\omega_{\xi}^b(1-u^2+v^2), \\ \dot{z} = \omega_{\zeta}^b + u\omega_{\xi}^b + v\omega_{\eta}^b, \end{cases} \quad (1)$$

где ω_{ξ}^b , ω_{η}^b , ω_{ζ}^b – проекции вектора абсолютной угловой скорости связанной с объектом системы координат; u , v – координаты оси объекта $\mathbf{k}^b$ на комплексной плоскости, z – угол поворота объекта вокруг вертикальной оси неподвижной системы координат.

Показана эффективность применения параметров (w, z) применительно к гироскопическим бесплатформенным системам ориентации. Показано, что кинематические уравнения относительно аргументов функции $w(u, v)$ могут быть проинтегрированы независимо от угла z , а общий третий порядок системы на единицу ниже, чем кинематические уравнения в кватернионах. Проведены численные эксперименты по интегрированию кинематических уравнений при условии постоянного вращения объекта с заданной угловой скоростью рыскания и гармоническими колебаниями по углам тангажа и крена. Результаты моделирования иллюстрируются в функциях времени, на сфере Римана и на комплексной плоскости.

Даются соотношения, позволяющие вычислить аргументы функции $w(u, v)$ с помощью акселерометров. Иллюстрируются стереографические проекции параметров, полученных на основе измерений гироскопов и акселерометров, содержащих инструментальные погрешности. Рассматривается схема комплексирования гироскопических и акселерометрических данных, которая отличается от традиционных методов тем, что интеграция осуществляется не по углам тангажа и крена, а по аргументам функции w (рис. 2). Эта схема позволяет эффективно компенсировать погрешности гироскопов и снизить влияние шумов акселерометров, обеспечивая более надежное и точное определение ориентации. В данной схеме гироскопические параметры ориентации, полученные на основе решения первых двух кинематических уравнений (1), пропускаются через фильтр верхних частот (high-pass filter, HPF), в то время как акселерометрические параметры проходят через фильтр нижних частот (low-pass filter, LPF). Затем выходные сигналы фильтров объединяются путем сложения, что позволяет сформировать комплексированные параметры ориентации, обладающие повышенной точностью.

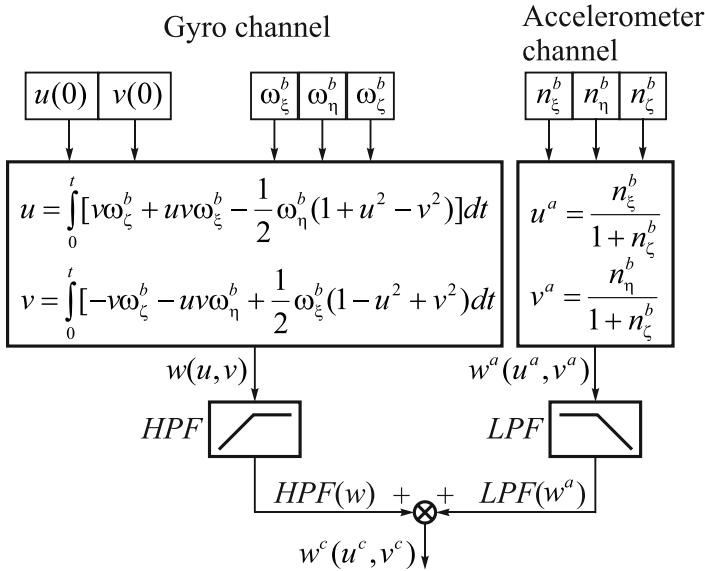


Рис. 2. Схема комплексирования параметров ориентации

При необходимости углы тангажа и крена могут быть найдены по комплексированным значениям u^c v^c . Коррекция угла z может быть выполнена по магнитометрам аналогичным образом.

1. **Tsiotras P., Corless M., and Longuski J. M.** A novel approach to the attitude control of axisymmetric spacecraft/ Automatica, 1995., vol. 31, no. 8, pp. 1099–1112.
2. **Tsiotras, P., and Longuski, J. M.,** New Kinematic Relations for the Large Angle Problem in Rigid Body Attitude Dynamics, Acta Astronautica, 1994. Vol. 32, no. 3, pp. 181-190.
3. **Tsiotras, P., and Longuski, J.M.,** "A New Parameterization of the Attitude Kinematics," Journal of the Astronautical Sciences, 1995. Vol. 43, No. 3, pp. 243-262.

МАКРОВОЛОКОННЫЕ ПЬЕЗОКОМПОЗИТЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ АВИАЦИОННЫХ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Институт высоких технологий и пьезотехники ЮФУ,
г. Ростов-на-Дону, piezo@sfedu.ru*

Макроволоконные пьезоэлектрические композиты (МВК) представляют собой устройства, состоящие из упорядоченных пьезоактивных волокон в полимерной матрице и находят применение в широком спектре областей науки, техники и технологий. Ключевой особенностью МВК является возможность их использования как в качестве сенсора, так и в качестве актюатора [1-5], а также возможность изготовления в миниатюрных размерах, что особенно актуально в авиационных и космических системах.

К настоящему времени описаны, разработаны и запатентованы различные способы получения и поляризации МВК [6-10]. Наиболее распространённой является технология, описанная в технической документации НАСА [9-10]. Её суть сводится к нарезке пьезокерамической пластины на тонкие волокна (толщиной 0,18 мм) с последующим армированием эпоксидным связующим и инкапсуляцией между полиимидными плёнками с нанесённой на них сеткой встречно-штырьевых электродов. Данная технология является достаточно гибкой и воспроизводимой, однако имеет ряд существенных недостатков. Наиболее важным недостатком является наличие «мёртвых зон» в пьезоактивной составляющей композита (Рис. 1).

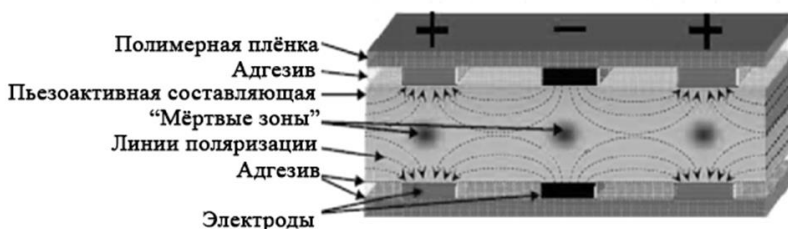


Рис. 1. Схематическое изображение макроволоконного пьезоэлектрического композита

Коммерческие модели актюаторов, изготовленных с применением технологий МВК, имеют структуру, представляющую собой набор слоёв,

связанных между собой при помощи адгезивов. В качестве пьезоактивной составляющей выступает однородная пластина, изготовленная из керамики на основе модифицированного цирконата-титаната свинца (ЦТС). Для обеспечения поляризации пьезокерамического слоя используются накладные электроды, выполненные в форме параллельных полос, чередующихся в соответствии с направлением поляризующего поля. Во время процесса поляризации часть доменов выстраивается вдоль линий электрического поля, однако остаётся большой объём хаотично направленных доменных областей, формирующих «мёртвые зоны» и не обладающих пьезоэлектрическими свойствами. В открытых источниках отсутствует технология, не предусматривающая «мёртвых зон» в активной составляющей пьезоэлектрического макроволоконного композита.

В ходе выполнения настоящей работы предложено решение, позволяющее получить МВК без «мёртвых зон», ведущее к увеличению чувствительности. Существенным отличием предлагаемой к разработке конфигурации является отсутствие «мёртвых зон», а также отсутствие необходимости в использовании двух комплектов накладных электродов: равномерная поперечная поляризация обеспечивается за счёт использования многослойной структуры пьезоактивной составляющей (Рис.2).

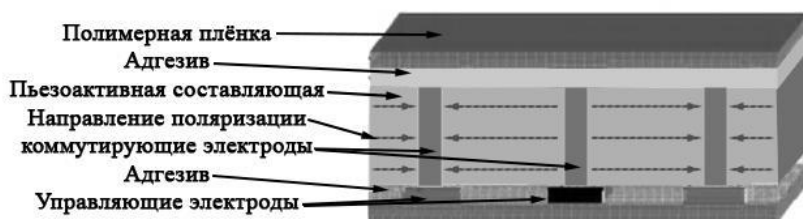


Рис. 2. Схематическое изображение улучшенного МВК с продольной поляризацией слоёв

Основной сложностью при изготовлении МВК с равномерной поперечной поляризацией является необходимость высокой точности совмещения управляющих и коммутарующих электродов, которая решается путём одноосной термической инкапсуляции пьезоэлектрического слоя и полимерных плёнок под вакуумом.

К настоящему времени получены прототипы МВК с габаритными размерами 20 x 30 x 0,5 мм с применением накладных электродов (известная технология), и поперечных межслойных электродов (новый способ получения). Данное исследование планируется продолжить с целью

изучения характеристик МВК и возможностей дальнейшего их применения в аэрокосмической технике.

1. **Pan, M., Yuan, C., Pickford, T., Tian, J., Ellingford, C., Zhou, N., Bowen, C. and Wan, C.** (2021), Piezoelectric-Driven Self-Sensing Leaf-Mimic Actuator Enabled by Integration of a Self-Healing Dielectric Elastomer and a Piezoelectric Composite. *Adv. Intell. Syst.*, 3: 2000248. DOI: 10.1002/aisy.202000248
2. **V.S. Chillara, A.K. Ramanathan and M. J. Dapino** Self-sensing piezoelectric bistable laminates for morphing structures // *Smart Materials and Structures*, Volume 29, Number 8, 2020 IOP Publishing Ltd DOI 10.1088/1361-665X/ab9060
3. **Henslee, I.A.** (2010). MACROFIBER PIEZOELECTRIC COMPOSITE FOR LUNAR EXPLORATION ACTUATOR.
4. **Andreas J. Schönecker, Thomas Daue, Bent Brückner, Christian Freytag, Ludwig Hähne, and Thomas Rödiger** "Overview on macrofiber composite applications", *Proc. SPIE 6170, Smart Structures and Materials 2006: Active Materials: Behavior and Mechanics*, 61701K (6 April 2006); DOI: 10.1117/12.658914
5. **Kovalovs, A., Wesolowski, M., Barkanovs, J., & Gluhih, S.** Application of Macro-Fiber Composite (MFC) as Piezoelectric Actuator. *VIBROMECHANIKA. JOURNAL OF VIBROENGINEERING*. 2009 MARCH, VOLUME 11, ISSUE 1, ISSN 1392-8716, 2009
6. **Bowen C R, Neslon L J, Stevens R, Cain M G, Stewart M** «Optimisation of interdigitated electrodes for piezoelectric actuators and active fiber composites» [J]. *J Electroceram*, 2006, 16(4): 263–269.
7. **Patent № US 2006/0016055 A1** PIEZOELECTRIC COMPOSITE APPARATUS AND A METHOD FOR FABRICATING THE SAME, Wilkie et al.
8. **Patent № US20180233290A1** STRUCTURAL CAPACITOR AND METHOD FOR MAKING THE SAME, Daniel M. Baechle et al.
9. **NASA/TM-2003-2 12427 Am-TR-2 8 3 3** Method of Fabricating NASA-Standard Macro-Fiber Composite Piezoelectric Actuators James W. High, Langley Research Center, Hampton, Virginia
10. **NASA/TM-2002-211434** Macro Fiber Piezocomposite Poling Study Rudy J. Werlink and Robert G. Bryant Langley Research Center, Hampton, Virginia

ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ ПОСТРОЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО КОМПАСА ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет», г. Тула,
mgpogoreloff@yandex.ru*

В современном мире активное развитие научно – технического прогресса способствовало появлению разнообразных средств навигации и ориентации. К их числу относят *GPS*-навигаторы, инерциальные навигационные системы, электронные карты, системы *AIS*. Однако, вместе с этими системами продолжают использоваться компасы, которые остаются актуальными и незаменимыми инструментами для ориентации и навигации.

На сегодняшний день, существует большое количество компасов, предназначенных для различных областей применения и отличающихся конструкцией и функциональностью. Их можно разделить на несколько категорий в зависимости от физического принципа их действия: гирокомпасы, астрономические компасы, радиокомпасы, магнитные компасы (ручные, судовые; авиационные), электронные компасы (ЭК).

На современных крупногабаритных летательных объектах устанавливаются как правило централизованные устройства, рационально объединяющие гироскопические, магнитные, астрономические и радиотехнические средства определения курса.

Это позволяет использовать одни и те же комбинированные указатели и повышает надежность и точность измерения курса. Такие устройства получили название курсовых систем. Для малогабаритных подвижных объектов такие сложные, дорогостоящие и громоздкие курсовые системы неприменимы. Для решения задач их автоматического управления движением нашли применение недорогие и с небольшими массогабаритами изделия под названием «электронные компасы» или «курсовертикали».

Принцип работы электронного компаса основан, также как и обычных магнитных, на измерении компонент магнитного поля Земли триадой датчиков (магнитометров). Отличием является выполнение «программного горизонтирования» их показаний при помощи инерциальных датчиков с последующим вычислением текущих углов курса (тангажа и крена), что позволяет работать при любом пространственном ориентировании объекта, на котором жестко закреплен ЭК в связанной с ним системе координат.

ЭК может применяться, как самостоятельное устройство, так и для поддержки/комплексирования показаний с БИНС/БСО во время пропадания сигналов GPS/ГЛОНАСС в режиме автономной работы. Несмотря на множество преимуществ, таких как высокая скорость отклика, компактность и возможность интеграции с другими цифровыми системами, ЭК также имеют свои ограничения, включая чувствительность к внешним магнитным полям и необходимость в проведении калибровки магнитных датчиков для устранения их погрешностей. Указанные погрешности в выходном сигнале магнитных датчиков могут быть как проявлением внутренних факторов (например, не выставка осей чувствительности преобразователя относительно корпуса датчика), так и внешних (например, влияние температуры окружающей среды, влияние сторонних магнитных полей).

Магнитный датчик измеряет суперпозицию всех действующих полей. Основными источниками погрешностей в показаниях МД являются два эффекта, в англоязычной литературе описанные как *Hard Iron* и *Soft Iron*. В первом случае, можно говорить о наличии постоянного смещения в показаниях датчиков, что проявляется как смещения центра окружности, образуемой при вращении двух датчиков в плоскости горизонта. Во втором – о разных масштабных коэффициентах датчиков или влияния «магнитомягких» материалов, привносящих разные значения интенсивности при различной ориентации в пространстве, что проявляется как искажение окружности в развернутый эллипс, образуемый так же при вращении двух датчиков в плоскости горизонта (рисунок 1).

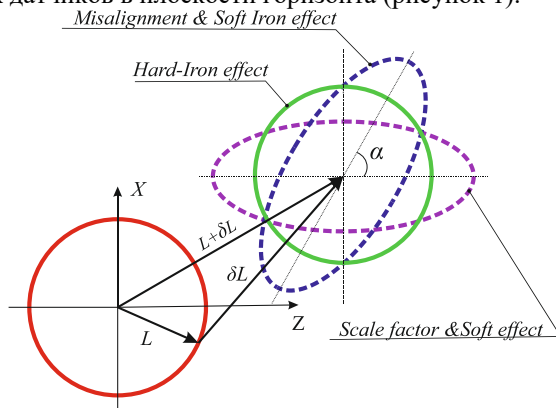


Рис. 1. Проявление эффектов *Hard-Iron* и *Soft-Iron* у магнитометрических датчиков

Поэтому при построении ЭК большое внимание необходимо уде-

лять проведению калибровочных работ. В работе предложен оригинальный способ калибровки магнитных датчиков в составе летательного аппарата, повышающий точность курсоуказания при углах ориентации (тангажа и крена) отличных от нуля, по сравнению с традиционными подходами. Даны аналитические зависимости, позволяющие оценивать погрешность курса в зависимости от текущего географического положения, угловой ориентации объекта, значения погрешности магнитных датчиков.

В работе также описываются новые (запатентованные) схемно-технические решения построения ЭК для устранения зависимости точности курсоуказания от магнитного наклонения что позволяет расширить область применения ЭК в приполярных районах и в области высоких широт [1].

Проведенное имитационное моделирование работы ЭК, с учетом предложенных способов его построения и калибровки, были подтверждены натурными испытаниями на экспериментально разработанном макете. Показано, что для местоположения г. Тулы при равных условиях и элементной базы точность курсоуказания была повышена не менее чем в 1,8 раза. Установлено, что с ростом угла магнитного наклонения (I) точность курсоуказания предлагаемого ЭК по сравнению с традиционным будет увеличиваться в приполярных районах до 6 раз относительно указанного местоположения проведения испытаний ЭК.

1. **Погорелов, М. Г.** Путь компаса - от древних времен до наших дней: Монография / М. Г. Погорелов, А. В. Каликанов, М. В. Соколов. – Тула: Тульский государственный университет, 2024. – 339 с. – ISBN 978-5-7679-5551-0.

М.Б. Розенгауз

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЧЕТКИХ МНОЖЕСТВ ВТОРОГО ПОРЯДКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ

*АО концерн «ЦНИИ Электронприбор», Санкт-Петербург
Rozengauz_mb@mail.ru*

Введение

В последнее время методы искусственного интеллекта получили широкое распространение в различных технических системах, особенно

в космических, авиационных и навигационных. Для указанных выше систем надежность является одним из очень важных параметров, характеризующих качество их работы, поэтому актуальным представляется использование методов искусственного интеллекта для определения надежности системы. Традиционная теория надежности основана на двух предположениях [1]: предположении о бинарных состояниях системы – система работоспособна или неработоспособна и предположении о том, что поведение системы полностью характеризуется в контексте вероятностных измерений. Однако, ввиду неточности и неполноты исходных данных, вызванных различными условиями неопределенности, связанными с факторами внешней среды и изменениями нагрузок, оценка точных значений вероятности становится во многих случаях затруднительной. Поэтому в работе [2] выдвигаются 2 новых предположения: предположение о том, что в любой момент времени система может находиться в одном из двух состояний: нечеткое состояние работоспособности или нечеткое состояние неработоспособности и предположение о том, что поведение системы может быть полностью охарактеризовано в контексте измерения возможностей. Целью настоящей работы является разработка методики расчета надежности систем с использованием теории нечеткой логики, что обеспечивает необходимую степень достоверности получаемых результатов, так как данная теория позволяет производить оценку надежности элементов системы в условиях многофакторности и неопределенности.

Постановка и решение задачи

Пусть считаются заданными вероятности безотказной работы (ВБР) составных частей системы. Требуется определить ВБР всей системы в целом. Для достижения поставленной цели предлагается использовать нечеткие множества 2-го порядка [3], описываемые с помощью нижней (НФП) и верхней (ВФП) функций принадлежности (ФП), каждая из которых – нечеткое множество первого порядка. Процесс нечеткого вывода, который заключается в процедуре понижения порядка нечеткого множества и дефаззификации, называется понижением порядка нечеткого множества. Поскольку след неопределенности является главной характеристикой нечеткого множества второго порядка [4], то принимается, что за счет процесса процедуры понижения порядка нечеткого множества вид функции принадлежности 2-го порядка (ФП-2) аналогичен виду НФП и ВФП, описывающими след неопределенности ФП-2, каждая из которых представляет собой функцию принадлежности 1-го порядка. В результате понижения порядка процедура дефаззификации значительно упрощается и превращается в расширенную дефаззификацию для

нечетких множеств первого порядка. Для каждой входной и выходной переменной задается интервал неопределенности, соответствующий ВФП и НФП. Далее система нечеткого вывода реализует процесс получения нечетких заключений об исследуемом объекте на основе нечетких условий. Этот процесс включает в себя стандартные процедуры, характерные для системы нечеткого вывода с ФП первого порядка: фаззификацию входных переменных, агрегирование подусловий и активизацию подзаключений, аккумулярование заключений и дефаззификацию выходных переменных. В результате получают количественные значения для выходной переменной в виде диапазона возможных значений.

Пример расчета надежности

Использование нечеткой логики для расчета надежности системы рассмотрено на примере систем, состоящих из трех элементов, соединенных последовательно или параллельно (в смысле расчета надежности), а также системы, структурная схема надежности которой представляет собой «мостик» и состоит из 5 элементов. ВБР систем R_i варьировались в пределах от 0.5 до 0.9 для последовательной системы, от 0.1 до 0.5 для параллельной системы и от 0.25 до 0.8 для системы типа «мостик». Фаззификация входной переменной осуществлялась с помощью функции принадлежности типа кривой Гаусса: $\mu(x) = \exp\left[-(x-c)^2 / 2\sigma^2\right]$, где математическое ожидание $c = R_i$ - вероятность безотказной работы); дисперсия $\sigma = 0.15$. Фаззификация выходной переменной осуществлялась с помощью функции принадлежности треугольного типа. Следует отметить, что в случае использования нечетких функций принадлежности 2-го порядка вид функций размывается и добавляется след неопределенности. Результат расчета ВБР одного из вариантов для каждой из 3-х систем, выполненный с применением предлагаемой методики, представлен на рис. 1 – 3:

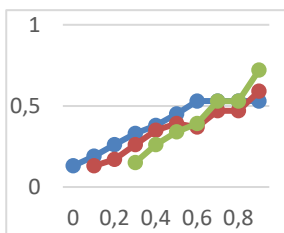


Рис. 1. График $R_c=f(R1)$
 $R2=0.7$; $R3=0.9$

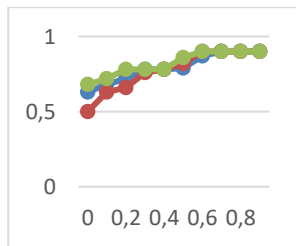


Рис. 2. График $R_c=f(R3)$
 $R1=0.5$; $R2=0.7$

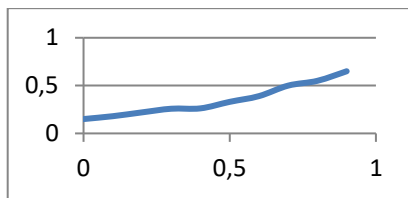


Рис. 3. График $R_c=f(R_1)$; $R_2=R_3=R_4=R_5=0.25$

Заключение

Предложена методика расчета надежности, использующая математический аппарат нечетких множеств и позволяющая учитывать влияние на надежность разного рода неопределенных факторов в тех случаях, когда традиционные подходы не обеспечивают требуемой адекватности модели надежности.

1. **Труханов В.М.** Надежность технических систем М.: Машиностроение, 2008, 584 с.
2. **Kumar A/** Fuzzy System Reliability Using Different Types of Vague Sets // Int/ Journal of Applied Science and Engineering, 2008, № 6
3. **Кармачев Д.П.** Использование аппарата нечетких множеств для расчета надежности. Томский политехнический университет, Институт кибернетики, 2017, 162-163
4. **Басков О.В., Ногин В.Д.** Нечеткие множества второго порядка и их применение в принятии решений //Искусственный интеллект и принятие решений. СПбГУ, 2021, выпуск 1, С. 3-14

**О.А. Степанов, А.М. Исаев,
В.П. Золотаревич, Ю.А. Литвиненко, Нин Тан**

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ОБОБЩЕННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА И ИНВАРИАНТНОГО ФИЛЬТРА, ОСНОВАННОГО НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГРУПП ЛИ

*ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Санкт-Петербург-
ский национальный исследовательский университет информационных
технологий, механики и оптики, г. Санкт-Петербург,
ya_litvinenko@mail.ru*

Введение

При решении задач позиционирования и ориентации робототехнических систем в последнее время активно развивается новый подход к

описанию динамики подвижных объектов и обработке измерительной информации, основанный на использовании теории групп Ли и порождающий алгоритм, называемый инвариантным фильтром Калмана (ИФК) [1-4]. Отмечается, что по сравнению с традиционным обобщенным (extended) фильтром Калмана (ОФК) этот алгоритм обладает рядом преимуществ. В частности, утверждается, что для определенного класса динамических систем его погрешность оценивания не зависит от полезного сигнала, что и определило используемое для него название - инвариантный фильтр [1-4]. Кроме того, в нем отсутствует классическая процедура линеаризации в точках, соответствующих оценкам, полученным на предыдущем шаге, как это делается в ОФК. Это и создает предпосылки для достижения им более высоких точностей по сравнению с ОФК.

В зарубежной литературе с момента появления одной из первых публикаций, посвященных ИФК, число работ, касающихся этого алгоритма, заметно возрастает. Так, по данным Google Scholar, только в 2024 г. опубликовано более десяти тысяч работ, посвященных ИФК. Однако, в литературе, к сожалению, не удалось найти работ отечественных авторов, касающейся вопросов построения и исследования целесообразности применения ИФК.

В предлагаемом докладе в сравнительном плане обсуждаются особенности построения алгоритмов ОФК и ИФК применительно к задаче комплексной обработки данных от инерциального измерительного модуля (ИИМ) и приемной аппаратуры спутниковой навигационной системы (ПА СНС).

Постановка задачи комплексной обработки данных

Предположим, на подвижном объекте установлен микромеханический ИИМ низкой точности и ПА СНС. Запишем уравнения для вычисления параметров ориентации и навигации в географической системе координат (ГСК) [3-5]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{C}_b^n &= C_b^n(\omega_0) \\ \dot{V} &= C_b^n n_0 + g \\ \dot{p} &= V \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где C_b^n - матрица направляющих косинусов, определяющая ориентацию системы координат, связанной с корпусом объекта относительно ГСК, V , p - векторы скорости и координат подвижного объекта, ω_0 - вектор угловой скорости вращения объекта в проекциях на его оси, n_0 - вектор кажущегося ускорения в проекциях на оси объекта. Заметим, что в (1) не учитывается угловая скорость вращения Земли, что допустимо для микромеханического ИИМ в силу его низкой точности. Матрица C_b^n зависит от углов, определяющих ориентацию объекта – ψ, Θ, K . Подставляя в (1)

показания гироскопов и акселерометров можно вычислить координаты $p_{инс}$ и скорости объекта. Задаваясь моделью погрешностей гироскопов и акселерометров $\Delta\omega_0, \Delta n_0$, не составляет труда получить нелинейное дифференциальное уравнение для вектора состояния погрешностей ИИМ [5]

$$x = [\Delta\phi, \Delta V, \Delta p, \Delta\omega_0, \Delta n_0]^T, \quad (2)$$

где $\Delta\phi, \Delta V, \Delta p$ - погрешности определения углов ориентации, скорости и координат. По данным о координатах от ПА СНС p_{GPS} и ИИМ $p_{инс}$, можно сформировать разностные измерения $y = p_{GPS} - p_{инс}$ в виде:

$$y = Hx + v, \quad (3)$$

где H - соответствующая матрица измерений, v - белом шумная составляющая погрешностей ПА СНС.

Проводя линеаризацию уравнения для вектора (2), задачу комплексной обработки в традиционной постановке можно свести к оцениванию вектора состояния (2) по измерениям (3) с использованием традиционных алгоритмов калмановской фильтрации [6].

При реализации алгоритмов ИФК вектор, заданный уравнением (1),

записывается как элемент группы Ли SE2(3) $\chi = \begin{bmatrix} C_b^n & V & p \\ 0_{1 \times 3} & 1 & 0 \\ 0_{1 \times 3} & 0 & 1 \end{bmatrix}$, а уравне-

ния для погрешности его оценки $\hat{\chi}$, в одном из вариантов реализации ИФК, определяются с помощью соотношения

$$\eta = \chi \hat{\chi}^{-1} = \begin{bmatrix} \Delta C_b^n & \Delta V & \Delta p \\ 0_{1 \times 3} & 1 & 0 \\ 0_{1 \times 3} & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ где } \Delta C_b^n - \text{ погрешность оценивания } C_b^n.$$

Используя аппарат групп Ли, можно записать уравнения для погрешностей ΔC_b^n , ΔV и Δp [4]. Тогда задача определения ориентации, скорости и координат объекта в свою очередь может быть сформулирована как задача оценивания η и погрешностей датчиков $\Delta\omega_0, \Delta n_0$ по разностным измерениям $y = p_{GPS} - p_{инс}$. При этом уравнения динамики и измерений записываются с использованием математического аппарата групп Ли, а линеаризация производится относительно тождественного элемента или, как его еще называют – элемента идентичности [1,2].

Заключение

В докладе на примере рассмотренной задачи определения параметров ориентации и навигации с использованием данных ИИМ низкой точности и ПА СНС проводится сравнение особенностей построения алгоритмов обработки навигационной информации с помощью ОФК и основанного на применении групп Ли ИКФ.

1. **Bonnabel, S.** Left-invariant extended Kalman filter and attitude estimation. 2007. 46th IEEE Conference on Decision and Control P. 1027-1032.
2. **S. Bonnabel, P. Martin and E. Salaün,** Invariant Extended Kalman Filter: theory and application to a velocity-aided attitude estimation problem, Proceedings of the 48h IEEE Conference on Decision and Control (CDC), China, 2009, pp. 1297-1304, doi: 10.1109/CDC.2009.5400372
3. **Easton R. Potokar, Kalin Norman, and Joshua G. Mangelson,** Invariant Extended Kalman Filtering for Underwater Navigation IEEE Robotics and Automation Letters., 2021
4. **Ke Fang, Tijing Cai,** The kinematic models of SINS and its errors on the SE2(3) group: analysis and comparison. 32nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems 2025
5. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А.** О начальной выставке корабельной БИНС в условиях качки // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №3 (110). С. 3-17. DOI 10.17285/0869-7035.0043
6. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Часть 1. Введение в теорию оценивания.-СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2025. 496 с.

1-2. Управление в авиационных системах

РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ К СИСТЕМЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ВЫКАТЫВАНИЯ САМОЛЁТА ЗА ПРЕДЕЛЫ ВПП

*ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт
авиационных систем», г. Москва,
avgnedov@gosniias.ru*

Анализ причин и предупреждение выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке

Выезд воздушного судна за пределы взлетно-посадочной полосы на этапе посадки представляет собой одну из наиболее частых и потенциально опасных категорий авиационных инцидентов. По данным международных авиационных организаций, такие случаи составляют значительный процент от общего числа происшествий в гражданской авиации. Посадка считается критическим этапом полёта, поскольку требует точного соблюдения параметров снижения, скорости, высоты и конфигурации самолёта. Нарушение этих параметров может привести к тому, что воздушное судно приземлится слишком далеко от начала ВПП или с превышением скорости, оставляя недостаточно дистанции для безопасной остановки.

Наиболее распространённой причиной выкатывания является нестабильный заход на посадку. При этом экипаж может принять решение продолжить посадку, несмотря на отклонения от установленных стандартов. Это может быть связано с уверенностью пилотов в том, что они смогут компенсировать отклонения непосредственно перед приземлением, либо с недооценкой реальной потребной дистанции для торможения. Также влияние оказывают внешние факторы — состояние покрытия ВПП (мокрое, заснеженное, обледенелое), наличие бокового ветра, уклон полосы, а также психологическое давление, связанное с необходимостью завершения рейса.

Такие ситуации подчёркивают важность внедрения систем объективного контроля и предупреждения, способных помочь экипажу принять правильное решение до момента касания ВПП, особенно когда время для манёвра ограничено и в условиях плохой видимости.

Система предупреждения выкатывания воздушного судна

Для снижения влияния человеческого фактора и повышения объективности оценки рисков на критических этапах полёта целесообразно оснащение воздушных судов системой предупреждения выкатывания (СПВ). Эта система предназначена для автоматизированного анализа параметров движения ВС и своевременного информирования экипажа о возможной угрозе выхода за пределы взлётно-посадочной полосы.

Алгоритм работы такой системы должен включать следующие ключевые этапы:

1) Получение данных: система собирает информацию от бортовых датчиков о текущем местоположении воздушного судна, его скорости, вертикальной и горизонтальной составляющих ускорения, конфигурации шасси и закрылков, а также данные о положении двигателей и тормозной системы.

2) Вычисление потребной дистанции для остановки – на основе полученных параметров движения, состояния покрытия ВПП (сухая, мокрая, заснеженная), наличия бокового и попутного ветра, а также продольного уклона полосы рассчитывается расстояние, необходимое для безопасной остановки самолёта.

3) Определение угрозы выкатывания – производится сравнение рассчитанной потребной дистанции с фактической оставшейся длиной ВПП. Если потребная дистанция превышает доступную, система фиксирует потенциальную угрозу выкатывания.

4) Выдача предупреждения экипажу – система формирует сигналы и выводит рекомендации:

- о необходимости применения максимального торможения и сохранения режима реверса;
- либо предлагает уйти на второй круг, если посадка не соответствует безопасным условиям.

В рамках разработки предложений к системе предупреждения выкатывания разработано ПО математической модели, которое функционирует не только на этапе посадки, но и при взлёте и пробеге после приземления, обеспечивая непрерывный контроль над ситуацией. Данное программное обеспечение входит в состав универсального стенда прототипирования кабины экипажа, где дополняется ПО индикации данной системы, также разработанной в ходе работы. Данный подход позволяет отрабатывать предложения с привлечением пилотов-экспертов на пилотажном стенде в различных ситуациях и на фазах полёта.

Основные задачи системы:

- Информирование пилотов через интуитивно понятный интерфейс о критических отклонениях на заходе на посадку, что позволяет принимать обоснованные решения, в том числе и об уходе на второй круг;
- Предупреждение экипажа после приземления о необходимых действиях для предотвращения выкатывания или превышения допустимой скорости разгона при взлёте.

Заключение

Разработаны предложения к системе предупреждения выкатывания воздушного судна за пределы ВПП в части её функций, режимов работы и индикации в кабине экипажа. Предложения реализованы на универсальном стенде прототипирования кабины экипажа в виде ПО математической модели системы предупреждения выкатывания и индикации этой системы на информационно-управляющем поле.

Система должна повысить безопасность на критических этапах полёта — взлёте, посадке и пробеге. Она предоставляет экипажу своевременную и точную информацию о рисках, связанных с недостатком дистанции для остановки, состоянием полосы, погодными условиями и параметрами движения самолёта.

Система помогает принимать более объективные решения, минимизируя влияние человеческого фактора, особенно в сложных ситуациях, таких как нестабильный заход на посадку, когда времени на анализ обстановки крайне мало.

Кроме того, она снижает риск инцидентов, связанных с выкатыванием за пределы полосы – одной из самых распространённых авиационных проблем. Предупреждения позволяют экипажу вовремя увеличить торможение, сохранить режим реверса или уйти на второй круг, если посадка небезопасна.

Таким образом, система должна выполнять важную роль в повышении уровня безопасности полётов и может быть рекомендована для установки на современные воздушные суда в ходе модернизации бортовых систем.

1. **Бородин С.Ф., Волынчук А.И., Киселев М.А., Петров Ю.В.** Возможности и недостатки систем предупреждения выкатывания воздушного судна за пределы взлетно-посадочной полосы. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/download/2208/1340>. 17.01.2025
2. **Мозоляко А.В., Акимов А.Н., Воробьев В.В.** Проблемы предотвращения выкатывания гражданских воздушных судов на этапе пробега по ВПП. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/viewFile/589/507>. 17.01.2025.

3. ГОСТ Р 57241-2016. Авиационные риски безопасности полетов, возникающие при производстве аэропортовой деятельности. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200141454>. 17.01.2025

Ю.Б. Дубов, Е.Н. Кадильникова, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко

ПОСТРОЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ НА КОРАБЛЬ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИГНАЛА ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ

*Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н. Е. Жуковского, г. Жуковский*

Классически автоматическая посадка на кораблях осуществляется с использованием радиотехнических средств, сигналы которых за рубежом использовалась системой ACLS (Automatic Carrier Landing System) и с использованием системы JPALS (The Joint Precision Approach and Landing System) [1, 2]. В данной работе предлагается построение автоматической системы посадки на корабль на основе применения наблюдаемого сигнала оптической системы посадки (ОСП), используемого при ручной посадке. В работах авторов [3, 4] применительно к ручной посадке на корабль, т.е. когда летчик управляет самолетом при полете по глиссаде, рассмотрено применение алгоритмов прогнозирования положения палубы на момент предполагаемого касания самолетом палубы корабля и введение сигнала прогноза в закон стабилизации ОСП. Путем моделирования на пилотажном стенде ПС-10М ЦАГИ было показано, что точность посадки самолета в условиях качки корабля в этом случае существенно повышается [4].

Длительное применение ОСП на кораблях показало, что она является надежным устройством, обеспечивающим безопасность при выполнении посадки на палубу в достаточно сложных условиях качки корабля.

В настоящей работе предлагается автоматизированная система посадки на корабль в продольном движении самолета на основе использования сигнала ОСП, для которой требуется:

- прогнозирование качки корабля;
- коррекция законов стабилизации на основе оценок положения самолета относительно корабля и прогноза качки;
- захват изображения корабля и ОСП видеокамерой, установленной на самолете;
- возможность управления фокусным расстоянием видеокамеры для увеличения четкости изображения на разных удалениях от корабля;

- распознавание сигнала ОСП по видеоизображению в реальном масштабе времени на основе существующих методов обработки и анализа изображений [5];

- включение сигнала ОСП в алгоритм системы управления самолетом.

Алгоритмы автоматической посадки на корабль в боковом движении самолета предлагается осуществлять на основе распознавания разметки посадочной палубы корабля [6].

Алгоритм автоматической системы посадки может быть построен как с применением классических ПИД регуляторов, так и регуляторов на основе алгоритмов нечеткой логики [1].

Предлагаемая технология обеспечения посадки позволит обеспечить:

- точность посадки в условиях качки корабля близкой к точности посадки при отсутствии качки;

- посадку на корабль беспилотных ЛА самолетного типа.

1. **Steinberg, M. L.**, Development and simulation of an F/A-18 fuzzy logic automatic carrier landing system. Труды Второй международной конференции IEEE по нечетким системам, 1993г.
2. Sea-Based Joint Precision Approach and Landing System (JPALS sea-based_jpals_datasheet.pdf
3. **Ю.Б. Дубов, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко.** Использование прогноза качки для обеспечения безопасности взлета и посадки самолетов корабельного базирования XXVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, сборник материалов. 27–29 мая 2019, стр. 26-28. Санкт-Петербург, Россия.
4. **Ковтун С.А., Ткаченко О.И.** Использование прогноза качки авианесущего корабля в законах стабилизации оптической системы посадки Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49. № 8. С. 56-68.
5. **Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Ососков М.В., Моржин А.В.** Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения: Курс лекций и практических занятий. — М.: Физматкнига, 2010. — 672 с. ISBN 978-5-89155-201-2.
6. **Ю.Б. Дубов, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко.** Обеспечение посадки ЛА в сложных условиях с применением методов прогнозирования и машинного зрения. Сборник трудов XIV всероссийского совещания по проблемам управления, с.1521-1525. Москва, ИПУ, 2024 г.

«ТЕМНАЯ» КАБИНА СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕГО ПОЛЯ

*Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н. Е. Жуковского, г. Жуковский*

Введение

В работе рассматриваются проблемы формирования информационно-управляющего поля (ИУП) сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Подразумевается, что у такого самолета будет отсутствовать лобовое остекление, а изображение окружающей обстановки будет отображаться на панорамном дисплее (дисплеях) с помощью комбинации синтезированной системы визуализации и/или изображения, получаемого с помощью системы камер [1]. Такой тип кабины получил название «темной» кабины». Использование системы визуализации в «темной» кабине, вместо остекления, позволит обеспечить выполнение функций пилотирования, навигации и наблюдения в соответствии с требованиями существующих авиационных правил по эксплуатации ВС ГА с применением визуальной информации о закабинном пространстве на самолетах традиционных схем [2].

Особенности построения ИУП «темной» кабины

Одна из проблем формирования ИУП кабины самолетов, не имеющих остекления, связана с формой представления информации. Вариант, когда изображение формируется с помощью камер, установленных на фюзеляже и очков дополненной реальности представлен на рисунке 1.



Рис. 1. Формирование картины с использованием камеры и очков дополненной реальности

Формирование единого информационного пространства с использованием всех вышеперечисленных устройств предполагает использование технического зрения и дополненной реальности.

В процессе формирования такого информационного пространства необходимо провести сравнительный анализ концепций построения ИУП кабины самолета, определить состав, особенности построения ИУП кабины без лобового стекла, определить функции отдельных элементов. Необходимо сформулировать требования к системам отображения информации и оформление.

Необходимо провести также разработку теоретического подхода и определение функционала использования технологий «искусственного интеллекта», технического зрения и дополненной реальности при формировании информационных кадров информационно-управляющего поля, а также разработать логику, алгоритмы формирования и состав информационных кадров для различных электронных носителей информации приборной доски СПС.

1. **В.И. Желонкин, М.В. Желонкин., Е.Н. Кадильникова, С.А. Ковтун, О.И. Ткаченко., А.А. Чебакова.** Принципы формирования единого информационноуправляющего поля кабины СПС на основе использования технологий «искусственного интеллекта», технического зрения и дополненной реальности. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов выездной секции Международной школысеминара. Москва, 2021. С. 56-57.
2. **В.И. Желонкин, М.В. Желонкин., Е.Н. Кадильникова.** Технология отработки элементов электронной индикации на пилотажных стенда. В книге: Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 208-210.

Н.В. Куланов, А.В. Назарова

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПОЛЁТА ВОЗДУШНОГО СУДНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПСЕВДОСПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА И НЕЛИНЕЙНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва, kulanov_nv@gosniias.ru

Вопросам оптимизации траекторий полёта гражданских воздушных судов (ВС) посвящено множество работ как российских (советских), так

и зарубежных авторов начиная с середины прошлого века. Особенно много работ, в более-менее реальных постановках, появилось после разработки группой советских учёных под руководством Понтрягина Л.С. так называемого принципа максимума. Однако, опыт применения этого метода к решению задач оптимизации этапов полёта ВС показал, что получающаяся в процессе применения этого метода (в общем случае) многоточечная краевая задача трудно поддаётся решению даже на современных вычислительных средствах. Поэтому научное сообщество искало другие методы решения задач оптимального управления динамическими системами, к которым, в частности, относится ВС.

Вероятно, наибольших успехов (в плане разработки практических методов решения задач оптимизации управления полётом ВС и создания доступного для пользователей программного обеспечения) достигли многочисленные зарубежные авторы. Множество этих методов образуют группу так называемых методов прямого решения задач оптимизации. Каждый из этих методов имеет свои достоинства и недостатки и наиболее приспособлен к какому-то определённом типу задач оптимизации. Как показывает опыт решения многочисленных задач оптимизации процессов управления, для оптимизации траекторий полёта ВС, возможно, одним из лучших является так называемый псевдоспектральный метод [1,2].

Этот метод относится к группе методов, в основу которых положен принцип «сначала дискретизируем, а потом оптимизируем». Как следует из названия этой группы методов, в основу их заложен переход от задачи в непрерывном времени (в форме дифференциальных уравнений) к её дискретному варианту, в виде некоторых алгебраических соотношений. В этих методах фазовые переменные (вектор состояния системы) и вектор управления аппроксимируются на различных участках траектории некоторыми полиномами, параметрами которых являются значения этих векторов в дискретные моменты времени, называемые точками коллокации. Эти же точки используются для расчёта критерия оптимальности и ограничений типа равенств и неравенств, наложенных на траекторию и управления.

Выбор точек коллокации в значительной степени определяет сущность и название конкретного метода. Так, если значение времени функционирования системы разделено на некоторое количество интервалов, каждый из которых содержит небольшое (обычно <5-7) количество точек коллокации, то получается метод локальной коллокации. Если же наобо-

рот, количество интервалов небольшое и на каждом из них большое количество точек коллокации, то получается метод глобальной коллокации. Кроме количества точек существенное значение имеет способ их выбора. Простейшим из них, обычно используемым в методах локальной коллокации, является равномерное распределение и использование для интерполяции полиномов 3-й или 5-й степени. В методах глобальной коллокации в качестве точек дискретизации используются нули полиномов Лежандра или Чебышева, что приводит к появлению псевдоспектральных методов Гаусса-Лежандра, Гаусса-Радау, Гаусса-Лобатто. Каждый из этих методов используется для определённого круга моделей динамики объекта управления.

Используемая интерполяция реализует схему неявного интегрирования дифференциальных уравнений и позволяет свести задачу оптимизации к задаче нелинейного программирования (НЛП), для которой разработаны эффективные методы решения с выполнением условий оптимальности Каруша-Куна-Таккера (ККТ).

К числу наиболее важных особенностей перечисленных методов, обеспечивающих эффективное решение задач оптимизации траекторий полёта с достаточно подробными моделями динамики и характеристик ВС, можно отнести:

1. Возможность учёта всего множества реальных ограничений на управление и фазовые координаты, таких как скоростной напор, высоту, скорость, воздействие на окружающую среду и др.

2. Отсутствие во многих случаях требования к заданию начального приближения для итерационного процесса поиска решения.

3. Возможность решения задачи с наличием параметров оптимизации в критерии оптимальности и дифференциальных уравнениях.

4. Наличие множества разработанных и доведенных до практического использования «решателей» задач нелинейного программирования и программных пакетов решения задач оптимизации.

1. A Gauss Pseudospectral Transcription for Optimal Control. David Benson, Submitted to the Department of Aeronautics and Astronautics on October 21, 2004, in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy in Aeronautics and Astronautics.
2. A review of pseudospectral optimal control: From theory to flight. Michael Ross, Mark Karpenko, Control and Optimization, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, USA, 2012.

В.М. Новиков¹, Н.И. Сельвесюк¹, М.Е. Семенов², А.М. Соловьев³

ЭКСПЕРТНАЯ СИСТЕМА ПОДГОТОВКИ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ НА ПЛАТФОРМЕ ДЕТЕРМИНИРОВАННОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СЕТИ С ЭЛЕМЕНТАМИ ПРЕДИКТИВНОЙ АНАЛИТИКИ

¹ *Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва,*

² *Воронежский государственный университет, г. Воронеж,*

³ *ГК Ростех, АО «Концерн «Созвездие», г. Воронеж,
vmnovikov@gosniias.ru, nis@gosniias.ru,
mkl150@mail.ru, darkscribens@gmail.com*

Введение

Современное развитие комплексов бортового оборудования (КБО) подчинено задачам создания систем управления ЛА с использованием интеллектуальных систем мониторинга и управления, что ведёт к кардинальному изменению требований к составным частям КБО. Увеличение вычислительных ресурсов для решения интеллектуальных задач управления ЛА требует не только применения высокопроизводительных процессоров, способных решать такого типа задачи в режиме реального времени, но и требует новых подходов к построению бортовой локальной информационной сети, обеспечивающей выполнение новых требований к информационным обменам. Реализация этих задач возможна в детерминированных оптических сетях реального времени (ДОС РВ), построенных на фотонной компонентной базе [1]. Собственно задачи интеллектуального управления ЛА могут решаться в виде экспертной системы подготовки и принятия решения (ЭСППР) [2] на базе ДОС РВ.

Одной из задач повышения надёжности функционирования КБО является разработка системы ранней диагностики отказов (СРДО) самолётного оборудования обеспечивающей заданные характеристики устойчивости и управляемости воздушного судна (ВС), сокращение рабочей нагрузки на экипаж и уменьшения темпа снижения ресурса ВС [3]. Программно-аппаратные средства СРДО реализуют совокупность алгоритмов диагностики самолётных систем, анализируя значение диагностических параметров ВС и формирует прогноз работоспособности систем ВС, технического состояния ВС с целью предотвращения отказных ситуаций в полёте. Особое место в СРДО занимает применение средств предиктивного анализа, позволяющие прогнозировать появление отказы до их момента возникновения. Данной проблеме посвящена настоящая работа.

Реализация элементов предиктивной аналитики в бортовой ЭСППР

В настоящее время всё активнее происходит переход авиасистем с функциями Prognostics & Health Management (PHM) от пост-фактум диагностики к активному прогнозу отказов на основе цифровых двойников, сочетающих физические и стохастические модели. При этом, важно обеспечить выполнение таких вычислений в условиях жёстких ограничений по массе, энергии и времени принятия решений. Таким образом, одной из актуальных задач становится построение перспективных ЭСППР с функциями предиктивной аналитики, способных в реальном времени прогнозировать деградацию основных функциональных узлов КБО.

В настоящей работе представлена аппаратно-программная платформа ДОС РВ и принципы развертывания ЭСППР с модулем предиктивной аналитики (МПА) на ее основе (рис. 1).

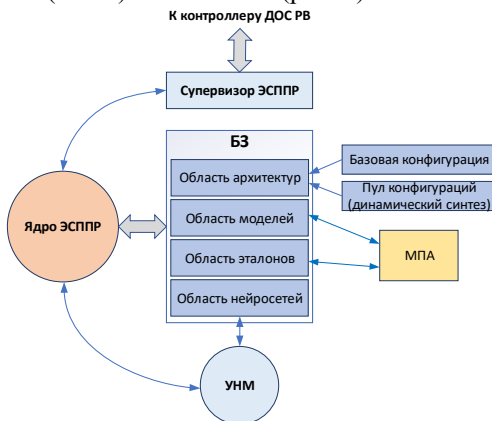


Рис. 1. ЭСППР с МПА на базе ДОС РВ

Область архитектур в БЗ содержит информацию о базовой конфигурации КБО, а также ее декомпозиции. В результате взаимодействия ядра ЭСППР с данной областью должен быть динамически сформирован пул конфигураций, а также реализован поиск наиболее подходящей конфигурации пула для парирования нештатной ситуации методом динамической реконфигурации [4].

Область моделей и эталонов содержит набор моделей различных авиационных систем, которые разворачиваются в МПА и непрерывно взаимодействуют с ее ядром ЭСППР. При этом, ядро ЭСППР сравнивает данные, приходящие от реальных авиационных систем с данными от мо-

делей, а также с информацией, хранящейся в области эталонов. В результате, в случае нарастающего отклонения одного или группы параметров от нормы (эталона) производится интеллектуальный вывод о вероятности возникновения той или иной нештатной ситуации. Таким образом реализуется функционал предиктивной аналитики.

В области нейросетей хранятся архитектуры и параметры нейросетей, которые возможно динамически развернуть в экземпляре ЭСППР для ускорения и оптимизации интеллектуального поиска.

Структура МПА делится на слои, представленные в табл. 1.

Таблица 1. Слои МПА

Сбор данных	FBG/OFDR-датчики давления, расхода, вибрации, температуры и т.п.
Предобработка	FIR-фильтры, интерполяция пропусков, выравнивание временных меток
Цифровой двойник	Состояния, параметры деградации, шаг
Слияние данных	Unscented Kalman Filter (UKF)
Диагностика	Резидуа, CUSUM, PCA-GAN
Прогноз RUL	RLS-оценка параметров, SDE-симуляция горизонта (в будущее)
Интерфейс	Каналы WDM/DSM

В настоящей работе рассматриваются принципы функционирования ЭСППР с ПМА на примере топливной системы воздушного судна. Предложенные подходы позволяют выполнить следующие требования: заблаговременное предупреждение отказа ≥ 35 мин, вероятность ложного срабатывания $\leq 2 \times 10^{-3}$ и соответствие рамкам DO-178C/ED-12C по времени отклика. Вычислительная нагрузка распределяется между CPU, FPGA и GPU, что с учетом возможности динамической реконфигурации ДОС РВ создает высокую гибкость и масштабируемость данной системы.

1. **Novikov V.M., Selvesyuk N.I., Olenev V.L., Solovyov A.M., Semenov M.E.** Deterministic Real-Time Optical Network // 2022 Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF). 2022. Pp. 1-10.
2. **Pchelintsev A.N., Solovyov A.M., Semenov M.E., Selvesyuk N.I., Kosyanchuk V.V., Zybin E.Y.** A Design Concept of an Intelligent Onboard Computer Network // Computation, 2023, 11(3), 55.

3. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Новиков В.М., Сельвесюк Н.И., Чекин А.Ю., Фофанов Д.А.** Архитектура отказоустойчивой информационно-измерительной сети скоростных винтокрылых летательных аппаратов // Сборник статей XXV Международной научной конференции «Волновая электроника и инфокоммуникационные системы», Санкт-Петербург, 2022. С. 261-269.
4. **Solovyov A.M., Semenov M.E., Selvesyuk N.I., Kosyanchuk V.V., Zybin E.Y., Glasov V.V.** Dynamic Reconfiguration of a Distributed Information-Computer Network of an Aircraft // Communications in Computer and Information Science, vol. 1539, 2022, P. 121-139.

А.Е. Пелевин

ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОГРАММНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ БПЛА И АНПА С МОДЕЛЬЮ “МАШИНЫ ДУБИНСА”

ЦНИИ «Электронприбор», ГУАП, г. С.-Петербург, aepelevin@mail.ru

При проведении аэрографической или гидрографической съемки рельефа суши или дна район покрывается системой прямолинейных галсов, по которым необходимо провести летательный аппарат или судно, делающего соответствующие замеры. Расстояние между галсами зависит от ширины полосы охвата средств, устанавливаемых на объекты, и точности удержания его на галсах. Расстояния между галсами, обычно, значительно меньше минимального радиуса маневра ЛА или циркуляции судна. При начале прохождения системы галсов судно необходимо вывести в начальную точку первого галса с соответствующим курсом хода. Аналогичные задачи стоят и на исследовательских судах при исследовании морских акваторий, а также на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) при съемке местности.

Подобные задачи относятся к классу задач маневрирования, которые в постановочном плане рассматривались в работах [1, 2]. Объекты, движение которых происходит с ограниченным радиусом поворота и постоянной по величине линейной скоростью, стали называть “машина Дубинса”.

В [3] на основании идей [1, 2] для задачи перехода с одного участка маршрута на следующий участок предложено геометрическое решение для частного случая. В [4,5] получены не строгие решения задачи перехода из позиции в позицию, применительно к управлению БПЛА была рассмотрена в [6]. В геометрической постановке задача решалась в [6-9].

В настоящей работе рассматривается задача синтеза оперативной программной траектории на основании принципа максимума Понтрягина, выводятся условия существования тех или иных маневров перехода, а также результаты моделирования и мореходных испытаний данного подхода на гидрографическом судне.

Постановка задачи. Позицию задаем координатами местоположения и курсом. Предполагается, что расстояние между заданными позициями не велико, и движение судна из позиции в позицию можно рассматривать на плоскости. Будем учитывать ограниченность радиуса циркуляции. На рис.1 приведена система координат, начальная и конечная позиции объекта.

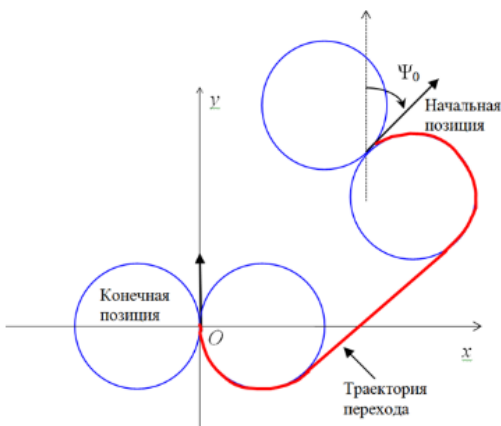


Рис.1. Система координат и траектория перехода.

Уравнения движения объекта имеют вид

$$\dot{x} = V \sin \psi;$$

$$\dot{y} = V \cos \psi;$$

$$\dot{\psi} = \omega,$$

где x , y , ψ - координаты и курс, управлением является угловая скорость маневра ω с ограничением $|\omega| < \omega_0$.

Показывается, что в системе координат Oxy существует прямая переключения управления ω . Используя первые интегралы системы уравнений (5) при оптимальном управлении в соответствии принципом максимума гамильтониан имеем $H = 0$, определяется положение этой прямой. Определяются условия существования тех или иных маневров для различных начальных местоположений объекта. Определяются участки особого оптимального управления. Предлагается алгоритм определения траектории перехода из начальной позиции в позицию.

При реализации предлагаемого подхода в реальной системе считалось, что задача вывода судна на заданный галс решается в два этапа. На первом этапе формируется оперативная программная траектория перехода в условиях отсутствия внешних возмущений, на втором этапе осуществляется стабилизация судна на этой сформированной программной траектории в условиях возмущений. Подобный подход позволяет обеспечить достаточно высокую точность выхода судна в точку начала галса и движения по галсу.

Задачи управления были реализованы в экспериментальном образце системы траекторного управления (СТУ), которая обеспечивала автоматизацию проведения специальных работ гидрографического судна ГС-439. Испытания проводились при различных скоростях движения (полный ход, малый ход), скорости ветра от 5 до 10 м/с и волнении моря до 3 баллов.

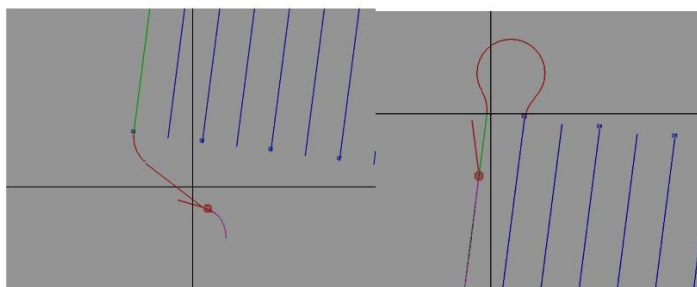


Рис.2. Оперативные оптимальные траектории

Примеры построенных двух оперативных траекторий приведены на рис. 2. Стабилизация и переходы на галсы осуществлялись при боковом ветре 10 м/с, волнении - 3 балла.

Мореходные испытания экспериментального образца системы показали достаточно высокую точность и эффективность автоматического управления при стабилизации судна на заданной системе галсов с использованием оперативных траекторий по сравнению ручным управлением.

1. **Dubins L.E.** On curves of minimal length with a constraint on average curvature and with prescribed initial and terminal positions and tangents // American Journal of Mathematics. Vol. 79. 1957. P. 497–516.
2. **Амбросовский В.М., Антоненко В.П., Лукомский Д.А.** Формирование программных траекторий движения судна в задачах маневрирования. Деп. - Л.:ЦНИИ"Румб", 1985.
3. **Элькинд Л.Б.** Формирование фрагментов траектории управляемого судна./ Элькинд Л.Б., Махалов В.М., Мазурова О.М. // Судостроительная промышленность, сер. Навигация и гироскопия. - 1992.-

- Вып.4.- С.25 - 28.
4. **Пелевин А.Е.** Построение программной траектории выхода судна в заданную позицию по критерию оптимального быстродействия. //Гироскопия и навигация.-1996.-№1(12) С.66-71.
 5. **Kumar M.** Chance-constrained path planning in narrow spaces for a dubins vehicle / M. Kumar, R. E Keil, A. V Rao //Int Rob Auto J. – 2021. – V. 7(2) – P. 130–139.
 6. **Вагизов, М. Р.** Алгоритм формирования гладких программных траекторий движения БПЛА / М.Р. Вагизов, С.П. Хабаров // Информация и Космос. – 2021. – № 2. –С. 122–130.
 7. **Вагизов М.Р.** Построение программных траекторий движения на базе решения задачи “Машина Дубинса”/ М.Р. Вагизов, С.П. Хабаров // Информация и Космос. – 2021. – № 4. –С. 122–130.
 8. **Хабаров С.П.** Геометрический подход к решению задачи машина Дубинса при формировании программных траекторий движения/ Хабаров С.П., Шилкина М.Л // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2021, т.21, № 5, С. 653-663.
 9. **Пацко В.С.** Трехмерное множество достижимости нелинейной управляемой для машины Дубинса: сведение общего случая ограничений на повороты к каноническому / Пацко В.С., Федотов А.А. //Изн. РАН. ТиСУ. 2023. № 4. С. 25–49.

*М.А. Сочнева, Ю.С. Попов,
С.Ю. Шалов, С.В. Яцков, М.М. Борисов*

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ МАРШРУТА РУЛЕНИЯ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА ПО ДАННЫМ ДИСПЕТЧЕРСКОЙ СЛУЖБЫ И АЭРОДРОМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных
систем, г. Москва,
masochneva@gosniias.ru, uspopov@gosniias.ru, syshalov@gosniias.ru,
svyatskov@gosniias.ru, mmborisov@gosniias.ru*

Введение

Исследования показывают, что большинство авиационных происшествий происходит на этапах руления, взлёта и посадки из-за высокой плотности трафика, сложных метеоусловий, человеческого фактора и

коммуникационных ошибок. Для повышения безопасности внедряются автоматизированные системы и предупреждающие устройства.

В последнее десятилетие авиационная отрасль движется к цифровизации процессов управления, в том числе на земле. Цифровая связь «диспетчер–экипаж» (Controller–Pilot Data Link Communications, CPDLC) и аэродромная картографическая база данных (Aerodrome Mapping Database, AMDB), открывают новые возможности для автоматизации навигационной поддержки экипажа в процессе руления. На текущий момент эти технологии не связаны в должной мере в бортовом решении.

Целью данной работы является автоматизация построения маршрута руления на борту ВС по информации от диспетчерской службы в виде CPDLC и бортовых данных AMDB, а также реализация программного комплекса, осуществляющего интерпретацию маршрутных указаний в зоне аэродрома на кадре навигационного дисплея (НД).

Цифровые сообщения CPDLC

Controller - Pilot Data Link Communications (CPDLC) — это цифровая система передачи данных между диспетчерской службой и экипажем воздушного судна, предназначенная для автоматизации коммуникаций. В отличие от голосовой связи, CPDLC обеспечивает структурированный обмен информацией, что минимизирует ошибки интерпретации и повышает эффективность управления воздушным движением. CPDLC играет роль машиночитаемого канала управляющих воздействий, который дополняет или заменяет голосовую связь на этапе руления. Особое значение имеет сообщение D-TAXI (Departure Taxi Clearance) — основная форма передачи маршрута руления от диспетчера экипажу. Это сообщение может включать: исходную и конечную точку маршрута, перечень рулёжных дорожек (VIA), указания на точки ожидания (HOLD POSITION), вспомогательные ограничения (например, «CROSS RUNWAY»).

AMDB

Аэродромная картографическая база данных (Aerodrome Mapping Database, AMDB) представляет собой пространственно организованную цифровую базу данных, включающую геометрию и атрибуты объектов аэродромной инфраструктуры. В современных авиационных системах AMDB служит основой для навигационной поддержки экипажа при ру-

лении и становится ключевым элементом интеграции бортовых и наземных решений, направленных на повышение ситуационной осведомленности.

В этом контексте ключевую роль играет аэродромная наземная маршрутная сеть (Aerodrome Surface Routing Network, ASRN) - это сеть, которая представляет собой основанное на AMDB решение, выполняющее функции построения маршрутов руления [1]. ASRN представляет собой граф, определяемый вершинами и ребрами. Вершины графа соответствуют ключевым узловым точкам инфраструктуры, таким как пересечения двух или более рулѐжных дорожек, зоны ожидания, а также входы и выходы на перронные стоянки. Связи между вершинами реализуются в виде рѐбер, каждое из которых отражает допустимое направление движения — одностороннее или двустороннее. Сеть ASRN служит основой для реализации следующих функциональных возможностей: автоматизированного построения валидных маршрутов руления, передачи построенных маршрутов в стандартизированном цифровом формате, позволяющем интерпретировать их бортовыми системами и функциями, графической визуализации маршрутов на электронных картах аэродрома, что повышает информированность экипажа и способствует снижению вероятности навигационных ошибок на земле.

Алгоритм построения маршрута руления по данным диспетчерской службы и аэродромной инфраструктуры

Для прототипирования рассматривается модификация алгоритма A^* , адаптированная для решения задачи построения маршрута руления по заданному ASRN-графу на поверхности аэродрома по данным диспетчерской службы и аэродромной инфраструктуры [2]. Для настройки эвристики в алгоритме используется геометрическая составляющая графа ASRN, наименования элементов маршрута руления из сообщения CPDLC, ограничения поворотных углов (для минимизации острых углов в маршруте), подсчет кратчайшего пути для минимизации суммарной стоимости перемещения для непрерывности маршрута.

Полученное сообщение CPDLC декодируется из формата ASN.1 и преобразуется в структурированный маршрут руления. Маршрут отображается на карте аэродрома НД фиолетовой линией — от текущей позиции до ВПП или стоянки. В информационной части НД выводятся текст сообщения CPDLC и кнопки «ACCEPT»/«REJECT» для подтверждения

или отклонения маршрута. Построенный маршрут руления может использоваться не только в целях индикации пилоту, но и в качестве промежуточного звена между системой поддержки принятия решений на стороне диспетчерского пункта и системами автоматического или полуавтоматического управления на борту воздушного судна. Обмен информацией реализуется по каналу CPDLC, в виде формализованных управляющих команд, пригодных для алгоритмической интерпретации. Алгоритм обеспечивает автоматическую обработку сообщений УВД, включая выделение ключевых элементов маршрута: точки начала (с учетом текущих координат воздушного судна), целевой точки (стоянка или ВПП) и сегментов маршрута с параметрами движения (координаты, тип маневра, ограничения скорости). В случае получения динамических команд, таких как «HOLD POSITION» или «RESUME TAXI», система генерирует управляющие сигналы для остановки или возобновления движения. Формализованный маршрут, полученный из CPDLC-сообщений, выполняет двойную функцию: служит основой для визуализации на интерактивной карте аэродрома и выступает в качестве структурированной команды, определяющей параметры движения воздушного судна. Это позволяет реализовать динамическое выполнение маршрута, обеспечивая интеграцию автоматизированных процедур руления в общий контур управления, что минимизирует необходимость ручного ввода данных и снижает риски ошибок интерпретации.

Заключение

Предложенная система автоматизации построения маршрутов руления на основе интеграции CPDLC и AMDB повышает безопасность и эффективность управления движением в аэродромной зоне. Алгоритм А*, адаптированный для аэродромных сетей (ASRN), интерпретирует инструкции УВД (включая D-TAXI), формируя корректные маршруты руления и улучшая информированность экипажа.

1. **RTCA.** User Requirements for Aerodrome Mapping Information (DO-272D). September 22, 2015. Prepared by SC-217. RTCA, Inc., 2015.
2. **Сочнева М.А., Шалов С.Ю., Попов Ю.С., Яцков С.В.** Построение маршрутов руления в зоне аэродрома по данным диспетчерской службы и аэродромной инфраструктуры // *Международная научно-техническая конференция, посвященная 100-летию отечественной гражданской авиации «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества»*. – 2023. – С. 499–500.

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ГРУППЫ БПЛА САМОЛЕТНОГО ТИПА В ДИНАМИЧЕСКОЙ СРЕДЕ

*¹Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана, г. Москва,*

*²Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,
г. Москва, ³Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,
г. Москва, hvqtqs1421996@gmail.com, nbfilimonov@mail.ru*

Одним из перспективных направлений развития беспилотной авиации является групповое применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которое существенно повышает эффективность решения достаточно сложных специфичных задач как гражданского, так и военного назначения, включая воздушное патрулирование, поисково-спасательные миссии, картографирование местности, мониторинг окружающей среды и т.д. (см, например, [1]). При этом под группой БПЛА обычно понимается некоторая совокупность беспилотников, способных выдерживать свое место в строю на прямолинейных и криволинейных участках полета всей группы в целом, реагировать на изменения окружающей среды и взаимодействовать друг с другом для решения единой целевой задачи, поставленной перед группой.

Одной из актуальных задач группового управления БПЛА является задача формирования строя или формации [2], под которой понимается некоторая заданная геометрическая конфигурация группы беспилотников в пространстве, предназначенная для упорядоченного, скоординированного, согласованного полета в группе для совместного выполнения конкретного задания. При этом приоритетной является задача управления формированием и поддержанием строя БПЛА в динамической среде [3, 4].

В настоящее время в ряде работ рассматриваются методы решения строевых задач для БПЛА мультикоптерного типа [5]. Однако, применение данных методов для БПЛА самолетного типа является проблематичным, поскольку для них, в отличие от мультикоптеров, такие маневры, как резкое изменение направления движения, поворот на месте или зависание просто невозможны. Несмотря на существующие подходы к решению строевых задач для БПЛА самолетного типа [6–13], данные задачи относятся к классу актуальных и не до конца решенных.

В докладе обсуждается предложенный в работах [14–16] метод планирования движения группы БПЛА самолетного типа в окружающей динамической среде, сочетающий искусственные потенциальные поля и

распределенное управление с прогнозирующей моделью. Разрабатываются распределенные алгоритмы управления строем БПЛА по схеме «ведущий-ведомый», в которой ведущий (лидер) движется по заранее определённой траектории, а ведомым требуется поддерживать заданную конфигурацию относительно ведущего.

Для согласованного планирования маршрутов группы БПЛА в динамической среде предлагается комбинированный метод, основанный на методе искусственного потенциального поля и распределенном методе управления с прогнозирующей моделью (Distributed Model Predictive Control, DMPC). Здесь потенциальные поля обеспечивают быстрое реагирование на препятствия и соблюдение условий избегания столкновений, а DMPC обеспечивает предсказуемое и согласованное движение БПЛА с учетом ограничений динамики и требования к поддержанию формации.

Разработаны алгоритмы согласованного следования по прямолинейному и круговому путям на основе схемы «ведущий-ведомый». Ведомые с помощью локальной коммуникации оценивают параметры пути и формируют собственные согласованные пути. Для описания группового взаимодействия между БПЛА используется ориентированный граф, глобально достижимая вершина которого соответствует ведущему. Предлагается топология взаимодействия, обеспечивающая достижение информационного консенсуса между БПЛА при ограниченной и локальной коммуникации. Доказывается теорема о достижении консенсуса.

Полученные результаты подтверждаются численным моделированием в среде MATLAB задачи устойчивого поддержания формации из пяти БПЛА в виде равнобедренного треугольника в горизонтальной плоскости при согласованном следовании по прямолинейному и круговому путям. Данные результаты достигаются исключительно на основе локальных взаимодействий между БПЛА, без необходимости в глобальной связи и централизованном управлении, что придает системе высокую устойчивость и масштабируемость в условиях ограниченной коммуникации и динамично изменяющейся среды.

1. **Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б., Нгуен Т.К., Фам К.Ф.** Планирование маршрутов полета БПЛА в задачах группового патрулирования протяженных территорий // Мехатроника, автоматизация, управление. 2023. Т. 24. № 7. - С. 374-381.
2. **Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б.** Задача формирования строя в группе подвижных объектов // ВВСТ. 2018. Т. 2. № 1. - С. 123-127.
3. **Белоглазов Д.А. и др.** Групповое управление подвижными объектами в неопределенных средах / Под ред. В.Х. Пшихопова. - М.: Физматлит, 2015. - 305 с.

4. **Hugh H.T. Liu, Bo Zhu.** Formation control of multiple autonomous vehicle systems. - Hoboken, NJ: Wiley, 2018. - 253p.
5. **Иванов Д.Я.** Решение строевой задачи в группе беспилотных квадрокоптеров // Известия ЮФУ. Технические науки. 2014. №8. - С. 138-147.
6. **Дьяченко А.А.** Задача формирования строя в группе БЛА // Известия ЮФУ. Технические науки. 2012. №3. - С. 22-30.
7. **Меркулов В.И., Миляков Д.А., Самодов И.О.** Оптимизация алгоритма группового управления беспилотными летательными аппаратами в составе локальной сети // Известия ЮФУ. Технические науки. №12 (161). 2014. - С.157-166.
8. **Ефанов В.Н., Мизин С.В., Неретина В.В.** Управление полетом БПЛА в строю на основе координации взаимодействия группы летательных аппаратов // Вестник УГАТУ. 2014. Т. 18. №. 1 (62). - С. 114-121.
9. **Самодов И.О., Дмитриев Д.Д.** Синтез алгоритма управления группой беспилотных летательных аппаратов с лидером // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журнал. 2015. № 04. - С. 15-24.
10. **Капустян С.Г., Усачев Л.Ж., Дьяченко А.А.** Способ решения строевой задачи для группы БЛА самолетного типа // Extreme Robotics. 2016. №. 1. - С. 93-98.
11. **Верб В.С.** Локальная оптимизация согласованного управления группой беспилотных летательных аппаратов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2019. Т. 17. №. 6. - С. 7-15.
12. **Муслимов Т.З., Мунасыпов Р.А.** Децентрализованное групповое нелинейное управление строем беспилотных летательных аппаратов самолетного типа // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 21. №. 1. - С. 43-50.
13. **Абакумов Е.А.** Исследование методов формирования строя БПЛА для решения прикладных задач // Информационно-телекоммуникационные технологии и математическое моделирование высокотехнологических систем: Материалы Всероссийской конференции с международным участием. М.: РУДН, 2022. - С. 165-169.
14. **Фонг К.Ф.** Алгоритмы согласованного следования по путям для группы БПЛА // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2025. № 47. - С. 64-70.
15. **Фонг К.Ф.** Метод управления с прогнозирующей моделью в задаче слежения углового движения БПЛА // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2025. № 48 (в печати).

16. **Фонг К.Ф.** Информационный консенсус в кооперативном управлении мультироботными системами // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2025. № 48 (в печати).

Б.Е. Федун, В.Ф. Жмеренецкий, В.В. Кавинский

БОРТОВАЯ СИСТЕМА ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ (БСВ-ПЗ) НА ПИЛОТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, НИЦ ФГБУ «Центральный научно-исследовательский институт Военно-воздушных сил МО РФ, Раменское приборостроительное конструкторское бюро

Еще в самом начале концептуального проектирования (1960 – 1970 гг.) тяжелого истребителя Т-10 (будущий Су-27)) и легкого 9-12 (будущий МиГ-29) возникали дискуссии о необходимости иметь на борту будущих многофункциональных летательных аппаратов (ЛА) бортовую систему верхнего уровня. Четкого представления о задачах такой системы не было, но осознание необходимости иметь на борту такую систему уже была (спасибо летному составу Липецкого центра подготовки летного состава!).

Наконец, где-то начиная с конца 1997 г была осознана следующая потребность экипажа - на каждом этапе выполнения ПЗ должна быть обеспечена экипажу осмотрительность, ситуационная осведомленность и ситуационная уверенность. Эта потребность зафиксированная в «Концепции интеллектуальной поддержки тактических решений экипажей...», утвержденной Главкомом ВВС в 2010г. «Концепцией интеллектуальной поддержки тактических решений экипажей....», утвержденной Главкомом [1]

В БСВ-ПЗ обеспечивается экипажу осмотрительность и ситуационная уверенность. Конкретизация рекомендованного способа противодействия возникшей непосредственной угрозе выполняется вне БСВ-ПЗ. Но экипаж уверен, что она безусловно будет, если он решит разрешит реализовать рекомендованный способ.

БСВ-ПЗ создавались для каждого типа ЛА (прежде всего самолеты истребители (Су-27, МиГ-29 и т.д.) с ориентировкой на типы их боевых задач (полетных заданий).

Прежде всего рассматривались:

- целенаправленные внешние угрозы выполнению ПЗ (истребители противника, атакующие ракеты В-В, З-В), нецеленаправленные внешние угрозы (препятствия на маршруте, ЛА), внутрибортовые угрозы (отказы бортовых систем, недостаток расходуемых средств, состояние экипажа)

- групповой вылет ЛА (тактическая группа).
- бортовые интеллектуальные системы тактического уровня (БИС-ТУ) (целенаправленные внешние угрозы) [2],
- комплексные системы безопасности полета (КСБП) – нецеленаправленные внешние угрозы и внутрибортовые угрозы [3].

Совместная работа автономно разработанных БИС-ТУ и КСБП организована через согласованную выработку в этих системах сигнала «Ведущая система» (рис.1). Ведущая система получает приоритетный доступ к ИУП кабины (рекомендации экипажу) и текущую информацию от не ведущей системы. С блоком «Корректировка состава и иерархии группы ЛА» работает только БИС-ТУ

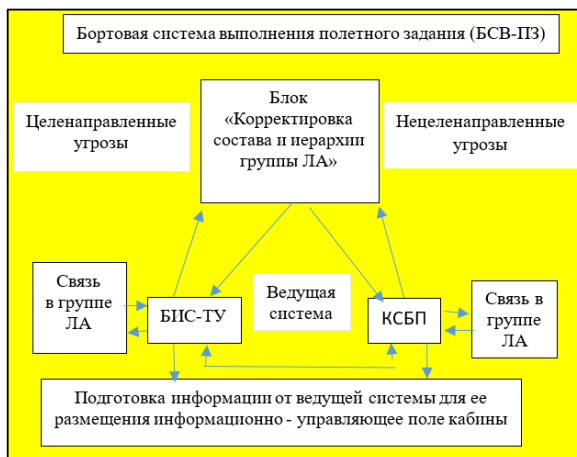


Рис. 1. Функциональные блоки системы выполнения полетного задания

Состояние разработки базы знаний БИС-ТУ и КСВПЗ для названных типов ЛА (рис.2) оценивается по уровням готовности технологии разработки их баз знания (верхняя часть рис.2) Первоочередные (приоритетные) задачи, которые должны совместно решать эти систем названы в нижней части ри.2. Состояние технологии указаны только для БИС-ТУ

(интеллектуальные информационные системы «Ситуационная осведомленность экипажа») (ИИС СОЭ) и бортовые оперативно советующие экспертные системы «Оперативного Целеполагания» (БОСЭС-целеполагание))

Уровни готовности технологии разработки блоков и задач, включенных в БСВ-ПЗ

- 1 Есть опыт формализация предметной области для разработки системы.
- 2 Есть опыт создания облика алгоритма/ системы
- 3 Есть опыт разработки фрагментов базы знаний системы.
- 4 Есть опыт математического исследования работы фрагментов
- 5 Есть опыт привязки системы к бортовой информационной среде типа ЛА.
- 6 Есть опыт создание предъявительского демо/образца системы для типа ЛА.

Системы БСВ-ПЗ: блок «Бортовые системы тактического уровня (состояние на 2024 г.)		Готовность технологии для разработки демонстрационного образца					
		1	2	3	4	5	6
	Назначение/выбор ведущей системы: БИС-ТУ или КСБП	+					
БИС-ТУ (целенаправленные НУГ, экипаж и борт ЛА полностью работоспособны)							
I	ИИС СОЭ [см. слайд 13]	+	+	+	+	+	+
II	БОСЭС-целеполагание [см. слайд 13]	+	+	+	+	+	+
Первоочередные задачи, которые должны решаться совместно БИСУ и КСБП							
I	Задача оценки возможности выполнять ПЗ в условиях появившихся отказов бортовых систем (алгоритм назначения ведущего канала БИС-ТУ)						
II	Задача оперативной корректировки состава и иерархии группы ЛА при реализовавшихся внешних целенаправленных угрозах	+	+	-			

Рис. 2. Оценка готовности технологии, приоритетные задачи. Состояние разработки систем БИС-ТУ

Заключение

Бортовая система верхнего уровня БСВ-ПЗ на любом этапе выполнения полетного задания обеспечивает ситуационную осведомленность экипажа и его ситуационную уверенность.

В ССР и в современной России разработаны первые версии баз знаний БИС-ТУ и КСБП, входящих в БСВ-ПЗ.

В США ф. Локхид +КХ продолжает разработку системы верхнего уровня (Mission System), которая обеспечивает только ситуационную осведомленность экипажа. Однако при этом в нее поступает информация о внешних потенциальных угрозах как от самолетов своей группы (сеть LINK-16), так и из тактической сети района боевых действий.

1. Концепция интеллектуальной поддержки тактических решений экипажей (командиров групп) авиационных комплексов при выполнении боевых задач. – Монино: ВУНЦ ВВС. 2010 г. 17 с.
2. **Федунов Б.Е.** Бортовые интеллектуальные системы тактического уровня для антропоцентрических объектов (примеры для пилотируемых летательных аппаратов). Москва, изд. Де Либри. 2018. 246 с.

3. **Жмеренецкий В.Ф., Полулях К.Д., Акбашев О.Ф.** Активное обеспечение безопасности полета летательного аппарата. – М.: ЛЕ-НАНД. 2019.–320 с.

А.Б. Филимонов¹, Н.Б. Филимонов^{2,3}

ПЛАНИРОВАНИЕ МАЛОВЫСОТНОГО ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ОГИБАНИЕМ РЕЛЬЕФА МЕСТНОСТИ МЕТОДОМ СГЛАЖИВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ

¹*МИРЭА – Российский технологический университет*

²*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,*

³*Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,
filimon_ab@mail.ru, nbfilimonov@mail.ru*

Широкий круг специфичных задач как гражданского, так и военного назначения, включая поисково-спасательные миссии, картографирование местности, мониторинг окружающей среды и т.п., связан с организацией и выполнением полетов летательных аппаратов (ЛА) на малых высотах в разнообразных сложных условиях рельефа местности: в городской среде, в условиях горного рельефа, над пустынной, лесопарковой, водной средой и др. Задача построения оптимального маршрута полета ЛА с учетом рельефа местности становится все более актуальной и привлекательной, способствуя повышению целевой эффективности ЛА, снижению эксплуатационных затрат и повышению безопасности полета.

В настоящей работе обсуждаются вопросы планирования программной траектории маловысотного полета ЛА с учетом изменения формы рельефа местности. Проведен обзор работ в данной области исследований (см., например, [1–9]). В частности, обсуждаются два способа выполнения безопасного маловысотного полета ЛА при маневрировании в вертикальной плоскости: полет по огибающей вершин препятствий и полет со слежением за рельефом местности.

При рассмотрении задачи маловысотного полета ЛА закономерно обращение к ЦМР [10] – цифровой модели рельефа, представляющей трехмерную математическую модель в виде массива точек, содержащего информацию о высотных отметках земной поверхности для количественной оценки с заданной точностью и детальностью характеристик заданного участка местности. ЦМР позволяет «вычислять» (восстанавливать) рельеф местности путем интерполяции, аппроксимации или экстраполяции. В основу предлагаемой методологии планирования маловысотного

полета ЛА положен *аппроксимационный подход* с использованием *метода сглаживания траектории*, означающий отказ от воспроизведения структуры локальных участков и неоднородностей рельефа местности. Прототипом выполняемых построений служат известные методы сглаживания временных рядов: укрупнения интервалов, скользящего и экспоненциального среднего и т.п.

Допустимая траектория полета ЛА, как правило, ищется в заданном классе заданных (например, полиномиальных) функций времени. В настоящей работе предлагается численный метод построения «плавной» программной траектории полета ЛА по дискретным точкам высот местности. Полагаем, что априори задана высота рельефа в зоне полета ЛА, который в процессе полета должен огибать рельеф местности, оставаясь на безопасной высоте, так что полет должен протекать в т.н. *коридоре безопасности*.

В работе показано, что задача планирования траектории маловысотного полета ЛА может быть формализована как задача квадратичного программирования. Важным этапом такой формализации является дискретизация модели динамики ЛА и приведение задачи планирования траектории полета к стандартной форме. При этом необходимо учитывать два фактора: инерционность движения ЛА и интенсивность перекладки рулевых поверхностей. В работе предлагается учитывать данные факторы путем применения *механизма сглаживания*, целью которого является повышение плавности траекторий и снижение динамической нагрузки на органы управления ЛА.

Сначала дается непрерывная постановка задачи построения оптимальной траектории полета. Исходя из основных показателей маловысотного полета ЛА (целевого значения высоты полета, высоты рельефа местности, минимального запаса высоты полета и максимально допустимого превышения высоты полета), характеризующих особенности рельефа местности, формируется коридор безопасного полета. Далее строится опорная (гипотетическая) траектория движения ЛА, которая занимает срединное положение в коридоре безопасности. Свойства формируемой траектории оцениваются функционалом, представляющим свертку двух интегральных квадратичных критериев, характеризующих соответственно отклонение движения ЛА от опорной траектории и плавность его движения. Решаемая вариационная задача может быть формализована как задача оптимального управления типа Больца.

Важным этапом алгоритмизации поставленной задачи является дискретизация модели динамики ЛА. Дискретизация непрерывного сигнала связана с взятием отсчетов в дискретные моменты времени, причем его производные аппроксимируются конечными разностями. Дискретизация модели ЛА позволяет свести решаемую задачу планирования траектории

полета ЛА к задаче квадратичного программирования (Quadratic Programming, QP) - задаче оптимизации квадратичной функции нескольких переменных при линейных ограничениях на эти переменные. В компьютерной среде MATLAB для решения задач квадратичного программирования предусмотрена функция `quadprog`. Рассмотрены особенности приведения данной задачи к стандартной форме. Важно отметить, что прямые ограничения позволяют ввести жесткие ограничения на границы коридора безопасности планируемой траектории.

Приводится модельный пример, иллюстрирующий применение изложенного метода сглаживания планируемой траектории полета ЛА с дальностью в 1 км, где рельеф местности моделируется суммой гармонических сигналов с 30-ти метровым по высоте коридором безопасности. Обсуждается компьютерная апробация предложенного метода в среде MATLAB. Следует ответить, что увеличение штрафного коэффициента при втором слагаемом критерия оптимальности приводит к более плавной траектории полета ЛА.

1. **Ким В.Я., Лисицын В.М., Мужичек С.М., Обросов К.В.** Активно-пассивная система безопасного пилотирования на предельно малых высотах // Известия РАН. Теория и системы управления. 2018. № 2. С. 69-84.
2. **Мелехин В.Б., Хачумов М.В.** Планирование маршрута целенаправленного полета автономного летательного аппарата на низкой высоте в условиях неопределенности // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 1. С. 18-27.
3. **Петров М.Ю.** Построение маршрута полета летательного аппарата на малых высотах // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 3. С. 140-146.
4. **Васильченко А.С., Иванов М.С., Колмыков Г.Н.** Формирование маршрутов полета беспилотных летательных аппаратов с учетом местоположения средств противовоздушной обороны и радиоэлектронного подавления // Системы управления, связи и безопасности. 2019. № 4. С. 403-420.
5. **Паршиков А.В.** Оптимальное управление маловысотным полетом в режиме следования рельефу местности // Труды ИММ УрО РАН. 2020. Т. 26, № 2. С. 225-237.
6. **Бирюков Н.Б., Волков И.А.** Алгоритм формирования программной траектории движения летательного аппарата по рельефу местности // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2021. Т. 2. С. 106-108.
7. **Леонтьев А.С.** Математические модели процессов управления ма-

- ловысотным полетом летательного аппарата с учетом местоположения средств противовоздушной обороны противника // Системы управления, связи и безопасности. 2021. № 6. С. 8-29.
8. **Есиков О. В., Акиншин Р. Н., Данилов А. В., Земляничин М. С.** Решение задачи планирования маршрута движения летательного аппарата с учетом рельефа местности // Электронные информационные системы. 2023. № 1 (36). С. 17-26.
 9. **Агаев Н.Б., Оруджов Г.Г., Калбиев Н.Н.** Планирование оптимальной опорной траектории полета летательного аппарата с использованием карты рельефа местности // Мехатроника, автоматизация, управление. 2023. Т. 24, № 9. С. 496-502.
 10. **Хромых В.В., Хромых О.В.** Цифровые модели рельефа: Учебное пособие. Томск: Изд-во «ТМЛ-Пресс», 2007. 178 с.

С.П. Халютин

КОНЦЕПЦИЯ И МЕТОДОЛОГИЯ ПРЕДИКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ЦИФРОВЫХ ДВОЙНИКОВ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

*Московский государственный технический университет гражданской
авиации, г. Москва, sergey@khalutinin.ru*

Введение

В развитии авиационной техники одними из ключевых направлений являются электрификация летательных аппаратов, авиационных двигателей и бортового оборудования [1-4], а также широкомасштабная цифровизация и интеллектуализация этапов проектирования [5-8], испытаний [9], эксплуатации и ремонта [10-13].

Повышение уровня электрификации приводит наряду с положительными эффектами для электрифицируемых систем вносит дополнительные проблемы в работу всего электроэнергетического комплекса бортового оборудования тем, что увеличивается количество и характер электропотребления в системах электроснабжения, существенно изменяются режимы работы основных источников электроэнергии, ухудшается электромагнитная обстановка. Использование электромеханических стартер-генераторов в качестве источника дополнительной механиче-

ской энергии в режимах приемистости [1] приводит к тому, что достаточно мощный источник электрической энергии становится достаточно мощным потребителем, что приводит к необходимости увеличивать суммарную избыточную мощность остальных источников электроэнергии, что негативно влияет на суммарную массу оборудования.

Уровень совершенства цифровых устройств достиг такого уровня, который позволяет достаточно точно и быстро производить измерения, вычисления и передачу информации, обладая при этом достаточной надежностью и малой массой. Это дает возможность применять новые цифровые технологии для задач управления, диагностирования и прогнозирования состояния оборудования. Отдельно следует сказать о применении цифровых двойников, которые благодаря возможности прогнозировать состояние объектов и систем помогут лучше решать задачи управления в процессе эксплуатации.

Концепция предиктивного управления

Предиктивное управление строится на основе следующих принципов: для объекта управления (оборудования или системы) создается цифровой двойник, в котором предусмотрено постоянное отслеживание параметров его состояния и прогнозирование его изменения в соответствии с режимами работы, управляющими и внешними воздействиями; прогнозирование изменения параметров состояния цифрового двойника осуществляется на основе известных физических законов благодаря используемому способу получения его модели; обновление цифрового двойника производится на основе получения необходимого объема и точности репрезентативных данных от объекта; цифровой двойник объекта управления обновляется с точностью и периодичностью, необходимой для реализации функций управления.

Методология предиктивного управления

Реализация концепции предиктивного управления строится на совокупности взаимосвязанных методов, правила применения которых и составляют методологию предиктивного управления.

Рассматриваются следующие базовые методы: метод математического прототипирования энергетических процессов (ММПЭП) [14,15] как основа для получения математических моделей объектов управления, методы получения аналитических выражений для решений уравнений

ММПЭП и идентификации их параметров [15,16], методы диагностирования и прогнозирования состояния объекта; методы управления, учитывающие изменение свойств объекта управления и возможные внешние воздействия.

Выводы

Реализация концепции предиктивного управления на основе цифровых двойников объектов и систем в электроэнергетических комплексах позволяет получить новые возможности: повысить эффективность регулирования параметров электрической энергии и точность регулирования исполнительных механизмов, улучшить условия работы потребителей электроэнергии, в том числе за счет возможности заблаговременной реконфигурации систем, в эксплуатации – снизить объем работ по техническому обслуживанию благодаря своевременному выявлению предотказных состояний, обусловленных постепенной деградации свойств объектов.

1. **Иноземцев, А. А.** Развитие технологий в отечественном гражданском авиадвигателестроении / А. А. Иноземцев // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 1. – С. 4-17. – EDN YNKHTR.
2. **Бельский, А. Б.** Основные тренды и инновационные направления развития вертолетной техники на среднесрочную и долгосрочную перспективу / А. Б. Бельский, А. А. Ефремов, М. З. Короткевич, А. В. Сизов // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 1. – С. 67-76. – EDN CZDQXD.
3. **Халютин, С. П.** Электрификация летательных аппаратов - от ПЕ-2 до полностью электрического самолета. Направления исследований / С. П. Халютин // Электропитание. – 2018. – № 4. – С. 4-26. – EDN RSYKLD.
4. **Халютин, С. П.** Электрический самолёт. Системный подход / С. П. Халютин // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2015. – № 3. – С. 72-76. – EDN RQVICY.
5. **Лялюк, И. Н.** Цифровые технологии в авиации. Теория, практика, история / И. Н. Лялюк // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 2. – С. 39-55. – EDN UBELKM.
6. Патент № 2531907 С1 Российская Федерация, МПК H02J 1/00, H02H 3/00. Интеллектуальное распределительное устройство постоянного тока : № 2013108719/07 : заявл. 28.02.2013; опубл. 27.10.2014 / А. Я.

- Дерех, Б. В. Жмуров, С. П. Халютин, В. П. Харьков; заявитель Общество с ограниченной ответственностью "Экспериментальная мастерская НаукаСофт". – EDN ZFSBVR.
7. **Долженков, Н. Н.** Особенности интеграции интеллектуальных систем на борт летательных аппаратов / Н. Н. Долженков, В. В. Воронов, С. А. Чанушкин // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 1. – С. 29-38. – EDN SAVQQM.
 8. Автоматизация проектирования систем электроснабжения воздушных судов / С. П. Халютин, Б. В. Жмуров, П. С. Горшков, А. П. Патрикеев. – Москва : Издательский дом академии Н. Е. Жуковского, 2015. – 116 с. – EDN JDLTCN.
 9. **Боровик, С. Ю.** Стендовые цифровые системы сбора и обработки информации о состоянии газоздушного тракта газотурбинного двигателя / С. Ю. Боровик, В. П. Данильченко, Ю. Н. Секисов // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 1. – С. 18-28. – EDN KJAZNC.
 10. **Халютин, С. П.** Система распределения электроэнергии воздушных судов - центр диагностирования и прогнозирования состояния авиационного электрооборудования / С. П. Халютин // Электропитание. – 2020. – № 2. – С. 4-14. – EDN ITHFKA.
 11. **Иншаков, В. Ф.** Цифровые технологии как инструмент управления структурной динамикой системы технической эксплуатации авиационной техники государственного назначения / В. Ф. Иншаков // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 2. – С. 56-64. – EDN ELKDFF.
 12. **Савелов, А. А.** Превентивное управление в системах управления нагрузками / А. А. Савелов // Электропитание. – 2017. – № 3. – С. 6-10. – EDN ZSSRVP.
 13. **Савелов, А. А.** Экспериментальные исследования локального центра управления нагрузками для контроля состояния электрооборудования / А. А. Савелов, С. П. Халютин, А. О. Давидов // Электропитание. – 2019. – № 2. – С. 6-21. – EDN KBXFFI.
 14. **Старостин И.Е.,** Халютин С.П., Париевский В.В. Виды и формы представления основных уравнений метода математического прототипирования энергетических процессов // Электропитание, 2022. № 4. С. 4-14.
 15. **Старостин И.Е.,** Гавриленков С.И. Архитектура математического ядра цифровых двойников различных физико-химических систем на базе метода математического прототипирования энергетических

процессов // Надежность и качество сложных систем, 2024. № 4. С. 160–168. DOI: 10.21685/2307-4205-2024-4-17

16. **Старостин И.Е.** К вопросу применения методов символьной регрессии для построения цифрового двойника систем различных физико-химических систем на базе метода математического прототипирования энергетических процессов // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». Т. 1. Пенза, 26 мая – 1 июня 2025 г., 2025. С. 68 - 74.

А.К. Хмыров

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОНВЕРТОПЛАНом С РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,
Государственный научно-исследовательский институт авиационных
систем, г. Москва,
s02240581@gse.cs.msu.ru*

Объект управления и цели исследования

В рамках настоящего исследования проводится анализ летательного аппарата, оснащённого распределённой силовой установкой, состоящей из 36 электрических импеллерных двигателей, и органами поворота вектора тяги. Основное внимание уделяется исследованию принципов синтеза системы управления, основанной на регуляторе с прогнозирующей моделью (РПМ), и её интеграции в многосвязную динамическую систему.

Нелинейная динамическая система рассматриваемого объекта управления:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = x \end{cases}, \quad x \in \mathbb{R}^{20}, \quad u \in \mathbb{R}^{40}$$

Целью исследования является обеспечение устойчивости летательного аппарата в условиях неопределённости, вызванной наличием случайных аэродинамических воздействий и возможных отказов элементов

силовой установки, которые можно классифицировать как параметрические возмущения, поскольку они приводят к значительным изменениям в математической модели объекта управления и существенно влияют на динамику полёта конвертоплана.

Линейная модель с учётом внешних воздействий

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Ed + Gv \\ y = Cx \end{cases},$$

Для моделирования возможных отказов в системе используется слагаемое Ed , где

E — матрица воздействия отказов, d — неизвестные отказы.

Рассмотрим $d = PJu_2$, здесь P — матрица, описывающая влияние распределённой силовой установки на центр масс летательного аппарата, J — диагональная

матрица, на главной диагонали которой стоят элементы $j_i \in [0, 1]$, $i \in [1, 36]$, а

$u_2 = [T_1 \dots T_{36}]^T$ — вектор управления распределённой силовой установкой.

Аэродинамические воздействия представлены в виде слагаемого Gv , где G — матрица, содержащая компоненты аэродинамических сил и моментов, а v — вектор случайных аэродинамических воздействий.

Система управления

Цель построения системы управления на основе регулятора с предсказывающей моделью состоит в том, чтобы предложить структуру модели, которая будет использовать производную элемента управления в качестве входного сигнала, сохраняя при этом тот же выходной сигнал. В результате в проектную модель встроен интегратор. Определим вспомогательные переменные:

$$\begin{aligned} z(t) &= \dot{x}(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned}$$

Новый вектор состояния: $x(t) = [z(t) \ y(t)]^T$. Расширенная модель:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \begin{bmatrix} A & O \\ C & O \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} B \\ O \end{bmatrix} \dot{u}(t) \\ y(t) &= \begin{bmatrix} O & I \end{bmatrix} x(t) \end{aligned}$$

где I - единичная матрица, O - нулевые матрицы соответствующих размерностей.

Функционал затрат оптимизационной задачи задаётся в квадратичной форме:

$$J = \int_0^{T_p} (x(t_i + \tau|t_i)^T Q x(t_i + \tau|t_i) + \dot{u}(\tau)^T R \dot{u}(\tau)) d\tau,$$

где T_p задаёт окно прогнозирования, Q и R — весовые матрицы, а начальное состояние содержит рассогласование.

Закон управления с обратной связью формируется следующим образом:

$$\dot{u}(t) = -K_{mpc}x(t) = - \begin{bmatrix} K_x & K_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_m(t) \\ y(t) - r(t) \end{bmatrix}$$

Наблюдатель неизвестных входов

В целях обеспечения устойчивости и исключения полной потери управления в условиях неопределённости необходимо внедрение алгоритмов реконфигурации системы управления. Для обеспечения их интеграции проводится дополнительное исследование совместной работы системы управления и наблюдателя неизвестных входов, способного оперативно реагировать на изменения в параметрах системы и внешней среды и передавать наиболее полную информацию о состоянии объекта управления для дальнейшей обработки.

Структура наблюдателя задаётся уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{z}(t) &= Fz(t) + TBu(t) + Ky(t) \\ \hat{x}(t) &= z(t) + Hy(t) \end{aligned}$$

где $\hat{x} \in \mathbb{R}^n$ — оценка состояния, $z \in \mathbb{R}^n$ — состояние динамического наблюдателя, а

F, T, K, H — матрицы, подлежащие определению.

Результаты работы

Сформированная математическая модель детально описывает динамику движения рассматриваемого летательного аппарата, что даёт возможность достаточно точно моделировать необходимые режимы полёта. Система управления на основе регулятора с предсказывающей моделью

обеспечивает устойчивость и эффективное управление. Кроме того, полученная система управления позволяет проводить имитацию случайных отказов силовых установок летательного аппарата, предотвращая полную потерю управления. Наблюдатель неизвестных входов идентифицирует возникающие возмущения и создаёт основу для дальнейшего внедрения дополнительной системы реконфигурации управления для повышения отказоустойчивости, адаптации к сбоям и внешним возмущениям или переключения на аварийные режимы работы.

1. Государственный комитет СССР по стандартам. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. 1980 г.
2. **Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.** Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. 1973 г.
3. **Т.Ю. Лемешонок, А.А. Сизова, Н.Е. Баранов, В.А. Санников.** Математические модели динамики движения летательных аппаратов. 2020 г.
4. **Алешкевич В.А., Деденко Л. Г., Караваев В.А.** Курс общей физики. Механика. 2011 г.

РАЗДЕЛ 2

КОМПЛЕКСНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

2-1. Синтез систем управления летательных аппаратов

ОСОБЕННОСТИ ДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА И ОБОСНОВАНИЕ НАБОРА ФУНКЦИЙ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ

*¹Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского, г. Жуковский
sergey.bazhenov@tsagi.ru*

В настоящее время наблюдается возрождение интереса к сверхзвуковым пассажирским самолетам второго поколения, включая разработку аэродинамических компоновок с низким уровнем звукового удара, мер по снижению шума струи двигателя, формирование траекторий с минимальным уровнем звукового удара и исключаящим его фокусировку на поверхности земли.

Особенности компоновки и динамики перспективного СПС

Компоновка рассматриваемого СПС выполнена по нормальной аэродинамической схеме, и представляет собой моноплан со стреловидным крылом малого удлинения с формой поперечного сечения «чайка», с цельноповоротными консолями «V»-образного хвостового оперения (ЦПХО) и двумя цельноповоротными консолями переднего горизонтального оперения (ПГО).

Четыре секции флаперонов, расположенные вдоль задней кромки крыла, используются в качестве закрылков, а также для управления по тангажу и крену. Для управления по рысканию используются консоли ЦПХО в режиме руля направления. Дополнительно для управления и балансировки по тангажу используются консоли ЦПХО в режиме горизонтального оперения (ГО) и две секции руля высоты - хвостового фюзеляжного щитка, частично обдуваемого реактивными струями двигателей. Все аэродинамические поверхности отклоняются электрогидравлическими приводами (ЭГРП).

Консоли ПГО используются для управления и балансировки по тангажу. Возможно также дополнительное управление по крену посредством дифференциального отклонения консолей ПГО на сверхзвуковых режимах полёта, когда эффективность элевонов по крену существенно падает, в том числе из-за упругих деформаций крыла.

Компоновки перспективных сверхзвуковых СПС с низким уровнем

звукового удара с точки зрения анализа динамики полета и синтеза системы управления обладают следующими особенностями [1]:

- Компоновка СПС имеет большой запас устойчивости на сверхзвуковых режимах, что ведет к большому балансирующему сопротивлению и снижению экономических характеристик.

- Компоновка СПС имеет существенную степень продольной статической неустойчивости на дозвуковых скоростях и на больших углах атаки. Вследствие этого необходимо обеспечить достаточный запас момента на пикирование на взлётно-посадочных режимах. Очевидно требуется использование электродистанционных систем улучшения устойчивости и, возможно, системы перекачки топлива между топливными баками. При этом необходимо обеспечить требуемую эффективность органов управления и выполнение высоких точностных и динамических требований к исполнительным частям КСУ.

- Большая вытянутость носовой части самолета приводит к существенной разнице между значениями нормальной перегрузки в кабине экипажа и в центре тяжести самолета при наличии угловых ускорений, что приводит к ложным ощущениям экипажа и усложняет пилотирование самолета. Это усугубляется отсутствием прямой видимости внешней обстановки из кабины. При этом обеспечение пилотажных характеристик является отдельной сложной задачей.

- Силовая неустойчивость по скорости на взлётно-посадочных режимах приводит к необходимости использования автомата тяги.

- Для компоновки ожидаются достаточно низкие частоты аэроупругих колебаний конструкции, что потребует использования систем снижения нагрузок на конструкцию и повышения комфорта.

Вышеперечисленные факторы делают необходимым учёт ограничений, налагаемых возможностями системы управления на достижимость заданного уровня ЛТХ и интенсивности звукового удара, для чего требуется тесное междисциплинарное проектирование.

Наиболее сложными для решения являются следующие проблемы обеспечения балансировки, устойчивости и управляемости самолета, а именно:

- балансировка самолета на взлетном режиме двигателя;
- обеспечение приемлемой скорости отрыва носового колеса на взлете;
- ограничение вертикальной скорости передней опоры шасси на посадке;
- обеспечение устойчивости самолета на дозвуковых режимах полета в продольном канале;
- обеспечение устойчивости бокового движения и хороших характеристик взаимодействия путевого и поперечного движений;

— обеспечение устойчивости и управляемости с учетом аэроупругих колебаний конструкции.

Функции и алгоритмы КСУ СПС второго поколения

Использование цифровых электродистанционных систем управления позволило кардинально расширить функциональный набор систем управления самолетов [2–4]. Как уже отмечалось выше, рассматриваемый самолет имеет широкий набор органов управления, что делает задачу синтеза законов управления существенно более сложной, чем для самолета с традиционным набором аэродинамических рулевых поверхностей. Поэтому представляется рациональным проводить синтез законов управления, основываясь не на отклонении рулевых поверхностей, а на силах и моментах, создаваемых этими рулями.

При этом размерность вектора управления снизится до шести. Если исключить из вектора управления силы, то его размерность сократится до трех. При этом необходимо распределить управляющие сигналы по органам управления рациональным образом, т.е. в КСУ должен быть соответствующий блок (см. рис. 4). Для того чтобы использовать разработанные ранее и хорошо зарекомендовавшие себя базовые функции и алгоритмы самолетов транспортной категории [2], можно вместо управляющих моментов использовать отклонение эквивалентного органа. Так для продольного канала, можно описать управляющий момент тангажа через отклонение эквивалентного стабилизатора, для которого можно предложить следующее выражение:

$$\varphi = \frac{\bar{M}_{z\delta}}{\bar{M}_z^\varphi} = \frac{\sum_i \bar{M}_z^{\delta_i} \delta_i}{\bar{M}_z^\varphi}.$$

Аналогичным образом эквивалентные органы можно использовать для каналов крена и рыскания. Это позволит использовать для синтеза алгоритмов управления ту же форму записи и те же методы, что и для существующих самолетов [2].

Помимо синтеза законов управления СПС как твердого тела, наличие многих органов управления позволяет решить ряд других задач, а именно:

- обеспечение балансировочных отклонений органов управления оптимальных с точки зрения аэродинамики;
- минимизация нагрузок на конструкцию и темпа расходования ресурса;
- оптимизация энергетической системы самолета (мощность ГС, скорости отклонения приводов и усилия на них,...);

- обеспечение отказобезопасности системы, а именно снижение функциональной опасности отказов, эффективность обнаружения, локализации и изоляции отказов,

- реконфигурация алгоритмов КСУ.

Ниже представлены принципиальные алгоритмы системы управления интеллектуальной КСУ СПС в части обеспечения необходимых характеристик устойчивости и управляемости, с учетом отмеченных выше особенностей собственной динамики.

В части СДУ (штурвальное управление) эти алгоритмы обеспечивают:

- оптимальные характеристики устойчивости и управляемости во всём ожидаемом диапазоне полётных условий и конфигураций самолета в соответствии с требованиями норм лётной годности;

- алгоритмическое ограничение предельных режимов полёта по углу атаки;

- формирование управляющего сигнала на автоматическое увеличение тяги двигателей при приближении к углам атаки сваливания;

– автоматическую балансировку в продольном канале управления;

– алгоритмическую функцию стабилизации углового положения самолёта по тангажу и крену при освобожденных рычагах управления (совмещенное управление);

– функцию автоматической координации самолёта в вираже;

– компенсацию перебалансировки в продольном канале при изменении тяги двигателей и изменении конфигурации самолёта;

– функцию снижения нагрузок на конструкцию крыла;

– алгоритмическую защиту хвостовой части фюзеляжа от ударов о поверхность ВПП при взлете и посадке;

– обработку сигналов автоматического управления КСУ.

Также предусмотрен широкий набор функций по ограничению параметров движения допустимыми значениями. Этот набор функций будет рассмотрен ниже.

Помимо уже традиционных для самолетов транспортной категории функций КСУ, следует выделить функции, характерные для самолета СПС рассматриваемой конфигурации.

Во-первых, рациональное распределение функций управления, балансировки и повышения устойчивости при изменении числа Маха полета. Так при дозвуковых скоростях полета самолет имеет умеренную степень неустойчивости и для обеспечения устойчивости должны использоваться все органы продольного управления (ГО, ПГО и элевоны). При сверхзвуковых скоростях полета самолет обладает значительной продольной устойчивостью, что приводит к большим балансировочным отклонениям органов управления, высоким

шарнирным моментам и потерям на балансировку. Для снижения негативного эффекта чрезмерной продольной устойчивости предполагается фиксированное отклонение ПГО в оптимальном положении. Фиксация ПГО приведет к смещению аэродинамического фокуса вперед и снижению степени продольной устойчивости.

Во-вторых, автоматическая перебалансировка самолета в области трансзвуковых скоростей для компенсации возникающих больших пикирующих моментов.

Современная КСУ реализует законы управления самолетов, которые характеризуются высоким функциональным наполнением, большой логической сложностью для реализации многих задач управления на разных режимах полета, использованием большого объема информации из разных источников [2-5].

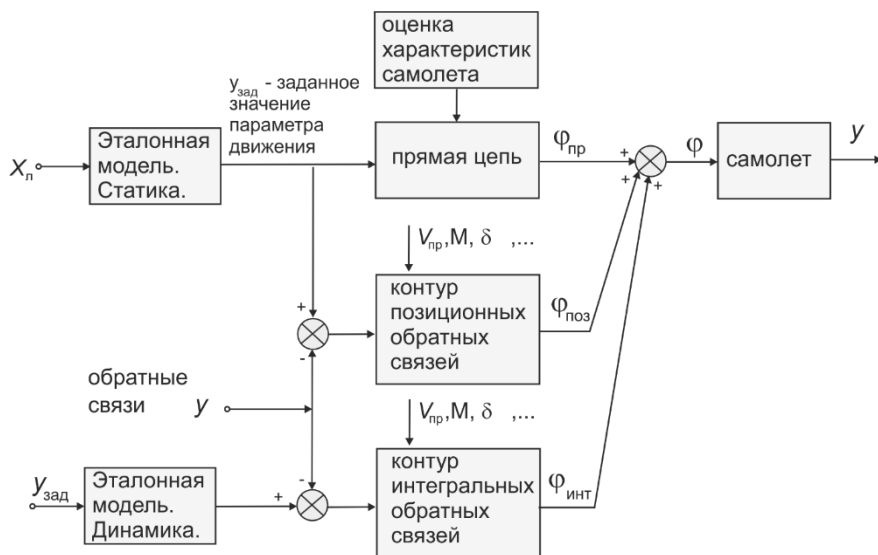


Рис. 1. Обобщенная схема комплексной системы управления с эквивалентным органом управления

Синтез алгоритмов управления современных систем базируется на следующих базовых принципах:

- в явном или неявном виде используется эталонная модель динамики самолета (см. рис. 1);

— обеспечивается прямое соответствие между отклонением органа управления (штурвалом или ручкой управления) и параметром движения;

— для приближения к эталонной динамике при настройке прямых и обратных связей используется априорная информация об аэродинамических и массово-инерционных характеристиках самолета;

— для точного соответствия эталонной модели в части статических характеристик используются интегральные законы управления. Это касается автобалансировки, характеристик управляемости и функций ограничения параметров движения;

— Для настройки коэффициентов усиления используется оценка характеристик собственной устойчивости самолета. В качестве примера можно привести алгоритм настройки коэффициента прямой цепи (концепция « $\varphi_0 - \varphi_{бал}$ »).

Нижне рассмотрено применение этих принципов к синтезу алгоритмов управления в продольном канале.

Алгоритмы обеспечения устойчивости и управляемости в продольном канале

Как уже отмечалось выше, КСУ обеспечивает прямое соответствие между отклонением органа управления и параметром движения. В эксплуатационной области режимов полёта основным управляемым параметром продольного движения является приращение нормальной перегрузки Δn_y . Управляющий сигнал от летчика (удаленного оператора) или внешнего контура САУ формируется в виде заданного приращения перегрузки $\Delta n_{y\text{ зад}}$.

Для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости в эксплуатационной области режимов полёта используются сигнал прямой цепи, а также сигналы статических и интегральных обратных связей по перегрузке и скорости тангажа:

$$\varphi_{\text{зад}} = K_{nc\text{ в}} \Delta n_{y\text{ зад}} + K_{\omega_z} \omega_z + \frac{K_{n_y}}{T_n s + 1} \cdot \Delta n_y + \frac{1}{s} \cdot K_{i\text{ } n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y\text{ зад}}) + F_{\text{корр}}(\alpha, M)$$

где: $K_{nc\text{ в}} = \varphi^{n_y} - K_{n_y} - \frac{g}{57.3 \cdot V_0} K_{\omega_z}$ - коэффициент прямой цепи,

$K_{i\text{ } n_y}$ - интегральный коэффициент обратной связи по перегрузке,

φ^{n_y} - градиент перемещения стабилизатора на единицу перегрузки,

$\Delta n_{y\text{ зад}}$ - сигнал заданного приращения перегрузки пропущенный через эталонную модель с желаемыми характеристиками,

$F_{\text{корр}}(\alpha, M)$ - функция, корректирующая нелинейность зависимости момента тангажа от угла атаки.

Для обеспечения удовлетворительных статических и динамических характеристик коэффициенты прямой цепи, статических и интегральных обратных связей изменяются в зависимости от параметров полёта.

Функции КСУ по ограничению параметров движения

В настоящее время функции КСУ включают широкий набор функций ограничения параметров движения с целью предупреждения о выходе самолета за пределы нормальной/эксплуатационной области и недопущения выхода за границу предельной области полета. В их числе:

- алгоритмическое ограничение максимального и минимального значения перегрузки [2-4];
- ограничение углового положения самолёта по крену из условий безопасности полёта [2, 5];
- алгоритмическое ограничение положительного и отрицательного угла тангажа в полёте [2, 4];
- алгоритмическое ограничение максимальной скорости и числа M [2, 4].

Функция алгоритмического ограничения самолёта по тангажу в полёте необходима для предотвращения попадания самолёта в сложное пространственное положение и выхода на критические режимы полёта. Алгоритм использует обратные связи по сигналам угла тангажа и скорости тангажа и реализует функцию предупреждения приближения к большим значениям угла тангажа.

Для самолета СПС весьма важно алгоритмическое ограничение максимальной скорости и числа M полёта, которые необходимы для предотвращения воздействия нерасчётных нагрузок на конструкцию самолёта, а также сохранения управляемости и устойчивости самолёта.

Алгоритм использует обратные связи по сигналам скорости и числа M , а также тангенциального ускорения. Данный алгоритм также реализует функцию предупреждения приближения к большим значениям скорости и числа M : при отклонении рычага управления по тангажу на пикирование максимально допустимые значения скорости и числа M полёта увеличиваются.

Кроме традиционных функций ограничения следует реализовать функции, характерные для самолета СПС рассматриваемой конфигурации. В частности, необходимо ограничение минимальной отрицательной скорости тангажа при касании ВПП. Эта функция призвана ограничить

вертикальную скорость носовой стойки шасси при ее касании (ударе) поверхности ВПП максимально допустимой величиной. Функция активируется по сигналу обжатия основных стоек шасси и деактивируется после обжатия передней стойки шасси для обеспечения управляемости при движении по ВПП.

Оптимизация балансировочных отклонений органов управления

При использовании нескольких органов управления для балансировки и управления можно поставить ряд оптимизационных задач. Одной из них является выбор отклонений поверхностей управления, при котором аэродинамическое сопротивление самолета будет минимально. Эта задача может быть сформулирована следующим образом:

$$\begin{aligned} c_{ya} &= c_{y0} + c_{ya}^{\alpha} \alpha + \sum_i c_{ya}^{\delta_i} \delta_i = c_{y_{zn}} = \frac{mg}{qS}, \\ m_z &= m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + \sum_i m_z^{\delta_i} \delta_i = 0, \\ c_{xa} &= c_{x0} + c_{x1} \times (\alpha; \delta) + (\alpha; \delta)^T \times c_{x2} \times (\alpha; \delta) - \min \end{aligned} \quad (1)$$

где c_{x1} , c_{x2} – матрицы для расчета индуктивного сопротивления.

Решается эта задача стандартными методами линейной алгебры [6, 7].

Также есть возможность решать другие оптимизационные задачи, например определение оптимальных отклонений органов управления для максимизации аэродинамического качества сбалансированного самолета при ограничении величины изгибающего момента в корне крыла. Так при выходе самолета на перегрузку $n_{ya} > 1$ возможно превышение установленного лимита на изгибающий момент в корне крыла $M_{изг} > M_{изг \max}$, что недопустимо.

Для предотвращения этого используется система снижения маневренных нагрузок – ССМН [8]. Для обычных самолетов транспортной категории для разгрузки крыла ССМН использует отклонение элеронов вниз при одновременном отклонении руля высоты на увеличение угла атаки. При наличии нескольких органов управления на задней кромке крыла, таких как элевоны на СПС, можно обеспечить требуемую разгрузку крыла при минимальной потере аэродинамического качества сбалансированного самолета. При этом задача (1) записывается в виде:

$$c_{ya} = c_{y0} + c_{ya}^{\alpha} \alpha + \sum_i c_{ya}^{\delta_i} \delta_i = n_y c_{y_{zn}} = n_y \frac{mg}{qS},$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + \bar{m}_z^{\omega_z} \frac{\omega_z b_a}{V_0} + \sum_i m_z^{\delta_i} \delta_i = 0, \quad (2)$$

$$M_{изг} = M_{изг0} + M_{изг}^{\alpha} \alpha + M_{изг}^{\delta_{\vartheta 1}} \delta_{\vartheta 1} + M_{изг}^{\delta_{\vartheta 2}} \delta_{\vartheta 2} + M_{изг}^{\delta_{\vartheta 3}} \delta_{\vartheta 3} = M_{изг \max},$$

$$c_{xa} = c_{x0} + c_{x1} \cdot (\alpha; \delta) + (\alpha; \delta)^T \cdot c_{x2} \cdot (\alpha; \delta) - \min$$

т.е. при $M_{изг} > M_{изг \max}$ система уравнений дополняется одним условием.

Эта задача решается методом рассмотренном выше, Алгоритмы ССМН формируют команды на отклонение органов управления в соответствии с решением задачи (2), т.е. обеспечивается балансировка самолета по моменту тангажа, соответствие подъемной силы заданной перегрузке, максимальное аэродинамическое качество конфигурации самолета, а изгибающий момент в корне крыла не превышает заданное значение [9].

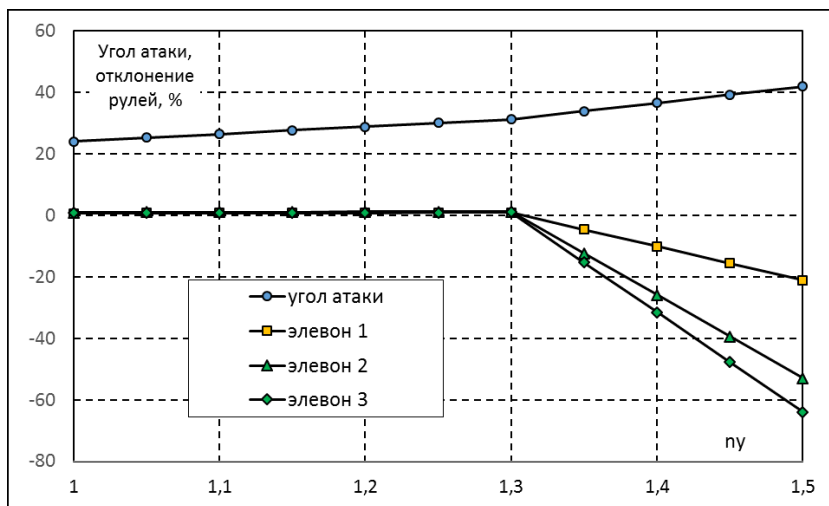


Рис. 2. Оптимальное изменение угла атаки и отклонений элеронов при работе ССМН

На рис. 2 приведены оптимальные значения угла атаки и отклонения элеронов при изменении нормальной перегрузки. При $n_y = 1.3$ достигается заданное максимальное значение изгибающего момента, после чего в работу включается ССМН, отклоняющая элероны вверх. Наиболее

сильно отклоняются концевые секции элевонов, поскольку они имеют наибольшее плечо и обеспечивают максимальную разгрузку крыла (максимальное снижение изгибающего момента). Также видно, что при $n_y > 1.3$ наклон характеристики $\alpha(n_y)$ увеличивается, чтобы компенсировать падение подъемной силы, вызванное отклонением элевонов.

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под редакцией Г.С. Бюшгенса. — М.: Физматлит, 1998. — 816 с.
2. **Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф.** Системы дистанционного управления магистральных самолетов. — М.: Наука, 2013. 292 с.
3. Вопросы автоматизации управления самолетами / Под ред. чл.-корр. АН СССР Г.С. Бюшгенса. — М.: Машиностроение, 1978. 388 с.
4. **Алешин Б.С., Шелюхин Ю.Ф.** Повышение безопасности полета средствами автоматизации управления // Труды ЦАГИ, 2011. Вып. 2699. С. 10-18.
5. **Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Козяйчев А.Н.** Синтез алгоритма ограничения угла крена при движении самолета вблизи поверхности земли // Ученые записки ЦАГИ, 2016. Т. XLVII, №3. С. 71-79.
6. **Гантмахер Ф.Р.** Теория матриц. — М.: Наука, 1988. — 552 с.
7. **Ланкастер П.** Теория матриц. — М.: Наука, 1982. — 272 с.
8. **Алешин Б.С., Живов Ю.Г., Кувшинов В.М., Устинов А.С.** Активные системы управления самолетов. — М.: Наука, 2016. 216 с.
9. **Баженов С.Г., Дементьев А.А., Диденко Ю.И., Лазурин Г.А., Терехов Р.И.** Обеспечение инвариантности и расширение набора функций комплексной системы управления самолетом транспортной категории в случае многомерного управления. - Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. 55. № 3. С. 59-75.

А.М. Бронников, Е.О. Каравайкина

ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ УНИВЕРСАЛЬНОЙ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА

АО МНПК «Авионика», г. Москва, bronnikov@mnpk.ru

Под универсальной комплексной системой управления (КСУ) беспилотного вертолета понимается КСУ с наличием в ней свойств, которые обеспечивают возможность её установки без изменения конструкции на

линейку вертолетов одновинтовой схемы с диапазоном масс от нескольких сот килограмм до нескольких тысяч килограмм.

Универсальность КСУ обеспечивается реализацией следующих принципов:

1. Разделением КСУ на два относительно автономных контура: нижний - система улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) и верхний - система автоматического управления (САУ).

2. Обеспечением адаптивности СУУ к внешним и параметрическим возмущениям за счет использования адаптивной системы управления с идентификатором и эталонной моделью (ЭМ) с упрощенными требованиями к идентификатору [1 - 3]. За счет этого свойства верхний контур взаимодействует с объектом со стабильными характеристиками и компенсированными внешними возмущениями.

3. Наличием в составе СУУ ограничителя эксплуатационных режимов, не допускающего выход вертолета за ограничения по углам крена и тангажа, по минимальной и максимальной вертикальной скорости, по угловым скоростям даже при ошибочных сигналах САУ или оператора.

4. Универсальностью цифровых интерфейсов между САУ и навигационным комплексом, а также СУУ и приводами с цифровыми блоками управления.

5. Автономностью СУУ благодаря наличию в её составе собственных датчиков пилотажной информации (БИНС), а также радиолинии (РЛ) и пульта управления (ПУ) для связи с оператором.

6. Наличием блоков цифровой регулировки в СУУ и САУ. В СУУ регулировкам подлежат диапазоны отклонения органов управления вертолетом, максимальные значения и желаемые собственные частоты угловых скоростей по осям связанной системы координат, максимальное значение и постоянная времени вертикальной скорости, границы допустимых диапазонов углов крена и тангажа. В САУ регулировкам подлежат границы диапазонов высот и скоростей.

Упрощенная структура универсальной КСУ введена на рисунке 1.

Разработка алгоритмов управления проводится в два этапа. На первом этапе синтезируются законы управления СУУ вертолета (нижний контур управления), обеспечивающей заданные характеристики устойчивости и управляемости во всех каналах управления вертолета. При этом используются алгоритмы адаптивной системы управления с идентификатором и ЭМ пониженного порядка [4] по сравнению с порядком математической модели вертолета. Алгоритмы обеспечивают адаптацию управления к параметрической и структурной неопределенности математической модели вертолета, а также инвариантность к внешним возмущениям [5]. Эти алгоритмы обеспечивают заданные автономными ЭМ желаемые характеристики в каналах управления угловыми скоростями

по осям связанной системы координат ω_x , ω_y , ω_z , а также в канале управления вертикальной скоростью V_{yg} . В состав СУУ входит резервированная малогабаритная бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), определяющая угловые скорости ω_x , ω_y , ω_z , линейные ускорения, углы тангажа ϑ и крена γ . Система улучшения устойчивости и управляемости сопрягается с системой приводов. Привода в состав универсальной КСУ не входят. Привода получают от СУУ по цифровому интерфейсу заданные положения отклонений общего шага (ОШ) несущего винта (НВ) $\phi_{\text{ош}}$, поперечного η и продольного κ наклонов конуса НВ, ОШ рулевого винта $\phi_{\text{рв}}$, обрабатывают их и возвращают в СУУ текущие положения органов управления.

На втором этапе синтезируются законы управления внешним контуром управления (САУ) – обработку команд управления высотой ΔH , скоростью ΔV и заданным путевым углом $\Delta \Psi$. На их основе формируются и передаются в СУУ команды заданного управления в канале вертикальной скорости $X_{\text{ош}}$, угла крена X_γ , угла тангажа X_ϑ и угловой скорости рыскания $X_{\text{рв}}$. Имеется возможность отключения в КСУ по команде оператора контура САУ. В этом случае команды управления формирует оператор. Вследствие стабильности характеристик, обеспечиваемых СУУ, в САУ могут быть реализованы простые универсальные законы управления в виде ПИ-регуляторов.

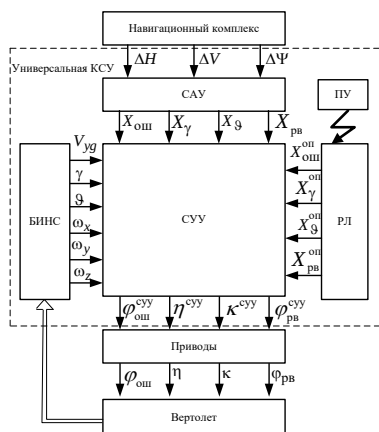


Рис. 1. Упрощенная структура универсальной КСУ

1. **Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П.** Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. 1994. № 3. С. 99-107.
2. **Круглов С.П.** Уточнение условий адаптируемости систем управления с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. 2002. № 12. С. 78-91.
3. **Бронников А.М.** Способы реализации адаптивной системы управления с идентификатором и эталонной моделью // В сборнике: XII всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2014. С. 264-275.
4. **Бронников А.М., Буков В.Н.** Условия точного слежения выхода линейной системы за эталонной моделью пониженного порядка // Автоматика и телемеханика. - 2008. - № 3. - С. 60-69.
5. **Буков В.Н., Бронников А.М.** Условия инвариантности выхода линейных систем // Автоматика и телемеханика. 2005. № 2. С. 23-35.

А.В. Гребёнкин

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В ОЖИДАЕМЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

*ПАО «МИЭА», г. Москва,
a.grebenkin@aomiea.ru*

Решение задач автоматической посадки магистральных высоко автоматизированных самолётов основано на комплексном подходе к синтезу законов управления (задач управления) в привязке к сценарию посадки. В основе сценария заложены характерные события посадки с критериями их распознавания. На заключительном этапе посадки решаются задачи стабилизации самолёта на курсе посадки и глиссаде по сигналам радиотехнических средств посадки (РТС), выравнивания траектории перед касанием взлётно-посадочной полосы (ВПП), минимизация углов крена и рыскания (доворот) в условиях боковых возмущений, опускание самолёта на переднюю опору шасси, выпуск средств аэродинамического торможения, торможение колёс, управление реверсом тяги двигателей.

На рис. 1 показан вариант 1 формирования характерных событий по сигналам обжатия амортизаторов (SHO_1, SHOor, SHOand) и раскрутки

колёс левой (WSULO) и правой (WSURO) стоек шасси.

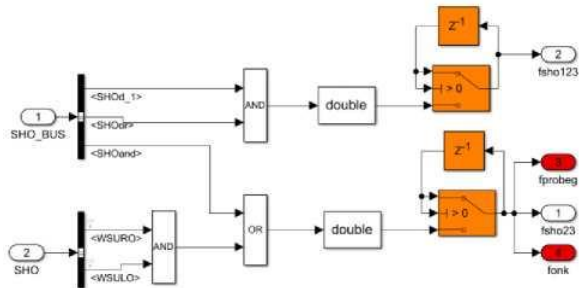


Рис. 1. Формирование признаков обжатия амортизаторов и раскрутки колёс (Вариант 1)

Вариант 1 предполагает фиксацию конца выравнивания и выпуск интерцепторов по событию раскрутки колёс левой и правой стоек шасси или событию обжатия амортизаторов левой и правой стоек шасси (SHOend).

На рис.2 приведены результаты моделирования автоматической посадки магистрального самолёта на ВПП, покрытой гладким льдом ($\mu_s=0,34$) с минимальной посадочной массой и предельно задней центровкой с использованием системы сигналов варианта 1.

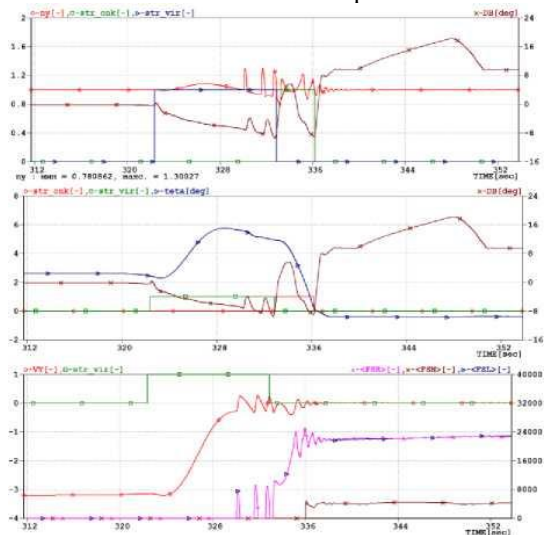


Рис. 2. Посадка с использованием сигналов раскрутки колёс (Вариант 1)

Признак раскрутки колёс формируется по условию достижения заданной скорости раскрутки на которую оказывает влияние состояние ВПП. Это приводит к затянутости выравнивания или необходимости реализации жёсткой посадки. В рассмотренных условиях комфортное касание ВПП не позволяет сразу получить нужной раскрутки колёс и этап выравнивания затягивается с реализацией трёх подскоков с нормальной перегрузкой касания в пределах $n_{\text{укас}}=1,3$ (см. рис. 2).

На рис. 3 показан вариант 2 формирования характерных событий по сигналам нормального обжатия амортизаторов (SHO_1, SHOor, SHOand) и обжатия амортизаторов левой и правой стоек шасси, настроенного на меньшую (по сравнению со штатной) величину усилий срабатывания датчиков обжатия (5000 кг).

Вариант 2 предполагает фиксацию конца выравнивания и выпуск интерцепторов по событию *пониженного* обжатия амортизаторов левой и правой стоек шасси (вертикальная нагрузка срабатывания признака обжатия 5000кг) или событию *нормального* обжатия амортизаторов левой и правой стоек шасси (SHOend).

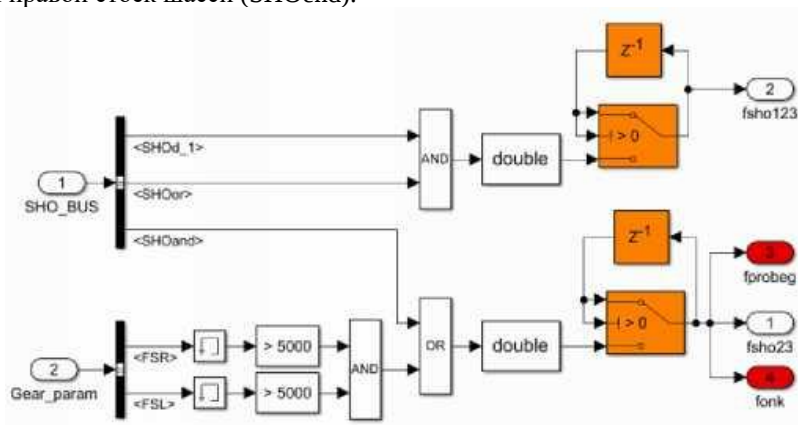


Рис. 3. Формирование признаков обжатия амортизаторов (Вариант 2)

На рис. 4 приведены результаты моделирования автоматической посадки магистрального самолёта на ВПП, покрытой гладким льдом ($\mu_s=0,34$) с минимальной посадочной массой и предельно задней центровкой с использованием системы сигналов варианта 2.

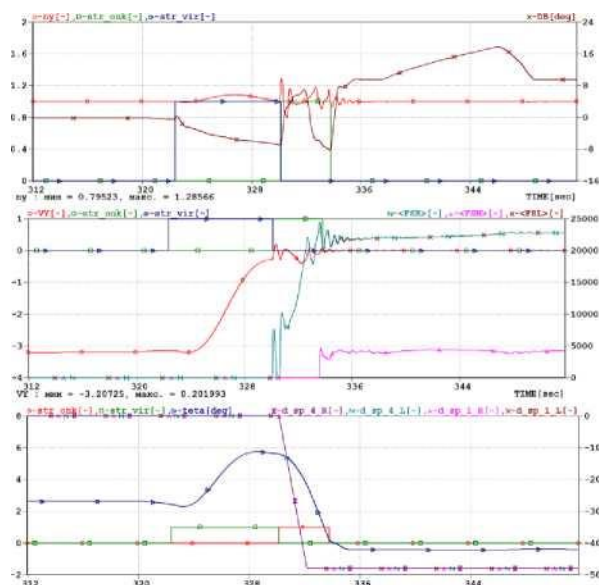


Рис. 4. Посадка с использованием сигналов пониженного обжатия амортизаторов левой и правой стоек шасси (Вариант 2)

В этом случае выравнивание заканчивается первым касанием ВПП с нормальной перегрузкой $n_{y \text{ кас.}} = 1,28$ и одним кратковременным подскоком. Более ранний переход к процедуре опускания самолёта на переднюю опору и ввод в действие средств торможения позволил сократить длину пробега на 111 метров.

В условиях сильных боковых возмущений стабилизация самолёта на курсе и глиссаде в значительной степени зависит от манеры управления. Как правило, при реализации автоматического захода на посадку по сигналам РТС, в канале руля направления минимизируется угол скольжения, а в канале элеронов минимизируются отклонение от курса взлётно-посадочной полосы (ВПП) и угол отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка (КРМ). При этом самолёт балансируется с углом крена и рыскания, величины которых определяются величиной боковых возмущений. Если не применять специальных процедур управления, самолёт может оказаться в условиях касания ВПП с наличием угла крена и рыскания. В этом случае возникает противоречие, в котором с одной стороны, наличие крена и рыскания обусловлено минимизацией боковой силы, уводящей самолёт от осевой линии ВПП, с другой стороны происходит касание ВПП одной основной стойкой шасси и возможен боковой удар носовым колесом при касании передней опорой шасси

с ненулевым углом рыскания. Можно предположить, что в таких условиях самолёт сам за счёт сил трения устранит рыскание и повернёт к оси ВПП, обеспечив приемлемые условия для пробега. Часто так и происходит при выполнении посадки в штурвальный режим управления. Для автоматической посадки это не приемлемо, так как на доворот оказывает влияние состояние ВПП (величина коэффициента сцепления колёс с поверхностью ВПП), которое затруднительно учесть в законах автоматического управления. В этой связи важно найти оптимальное соотношение между управляемым доворотом и последующей стабилизацией самолёта на осевой линии ВПП.

А.В. Гребёнкин¹, С.А. Костин², В.Н. Колбасов³

**ПОИСК РЕШЕНИЙ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ
МАГИСТРАЛЬНЫМ САМОЛЁТОМ
НА ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНОМ ЭТАПЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ
ПОСАДКИ В ОЖИДАЕМЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ОСОБЫХ СИТУАЦИЯХ ПОЛЁТА**

*¹ПАО «МИЭА», г. Москва,
a.grebenkin@aomiea.ru*

*²ООО «СП Автоматика№», г. Долгопрудный
s_kostin@spautomatika.ru*

*³ПАО «МИЭА», г. Москва,
v.kolbasov@aomiea.ru*

Качество посадки в значительной степени зависит от манеры управления самолётом на этапах выравнивания и пробега. В условиях боковых возмущений важное место отводится манере компенсации боковых сил и моментов в полёте и на этапе пробега.

В продольном канале оптимальное автоматическое управление магистральным самолётом на этапе выравнивания определяется критериями разброса точки касания взлётно-посадочной полосы (ВПП) и величиной вертикальной скорости касания. На значения этих критериев оказывают влияние различные факторы, среди которых в первую очередь следует отметить направление и величину ветровых возмущений, скорость полёта и положение механизации крыла. Оптимальное управление на этапе выравнивания может быть реализовано путём применения терминального управления по принципу погони за «целью» [1] с адаптивной настройкой управляющего сигнала по величине разницы между путевой

и приборной скоростью полёта, массе самолёта, наклону траектории и положения закрылков (см. рис. 1 и формулы (1)).

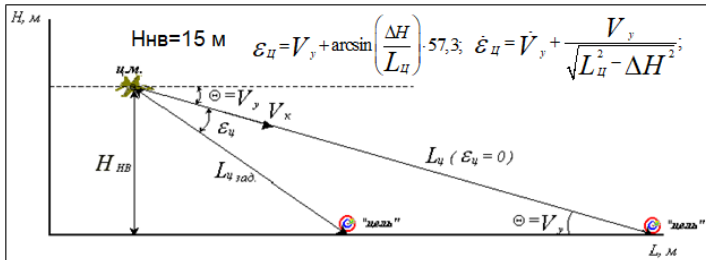


Рис. 1. Погоня за «целью» в продольном канале управления

$$\begin{aligned} \sigma_{B_{\text{мн}}} &= K_{\varepsilon_u} \left((V_H - V_{\text{пр.корр}}) \cdot \delta_f \cdot G \right) \cdot \varepsilon_u + K_{\varepsilon_u} \left((V_H - V_{\text{пр.корр}}) \cdot \delta_f \cdot G \right) \cdot \dot{\varepsilon}_u + K_{\omega} \left((V_H - V_{\text{пр.корр}}) \cdot \delta_f \cdot G \right) \cdot \omega; \\ \sigma_{B_{\text{мн}}} &= K_{\text{шт.}} \cdot \frac{1}{p} \cdot \sigma_{B_{\text{мн}}}; \\ \sigma_{B_{\text{сн}}} &= -0.00124 \cdot V_{\text{ист.}} \cdot K_{\Theta}(\Theta) \cdot K_{\sigma} \left((V_H - V_{\text{пр.}}) \cdot G \right) (\sigma_{B_{\text{мн}}} + \sigma_{B_{\text{шт.}}}) \end{aligned} \quad (1)$$

Настройка управляющего сигнала на руль высоты выполнялась по критериям разброса точек касания (X -расстояние от входной кромки ВПП) и вертикальной скорости касания (V_y). На рис. 2 приведены некоторые результаты реализации адаптивного выравнивания для высокоавтоматизированного магистрального самолёта. Рассмотрена ожидаемая область эксплуатации (ОУЭ) с вариацией скорости встречного и попутного ветра, скорости захода на посадку, положения механизации крыла самолёта.

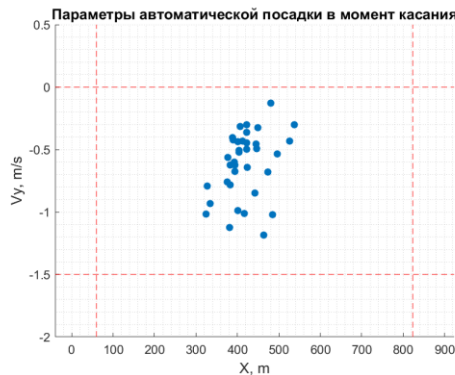


Рис. 2. Пример реализации адаптивного управления на этапе выравнивания магистрального самолёта

В условиях сильных боковых возмущений большое значение имеет манера управления в каналах крена и рыскания непосредственно перед касанием самолётом ВПП (этап доворота) и в процессе пробега.

На этапе доворота выполняется координированное управление рулём направления (2) и элеронами (3) по минимизации углов рыскания и крена соответственно:

$$\delta_{\text{Н доворот}} = \left(K_{\varepsilon_K} \cdot \varepsilon_K + K_{\psi} \cdot \psi + K_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} \right) \cdot K_{\sigma} \left(V_{\text{пр.}}^{\text{ИД}} \right) \cdot \left(\frac{V_{\text{пр.}}^{\text{дов.}}}{V_{\text{пр.}}} - 1 \right) \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \delta_{\text{эл.}} = & K_{\gamma} \cdot \gamma + K_{\dot{\gamma}} \cdot \frac{p}{Tp+1} \gamma + K_{\omega_x} \cdot \omega_x + K_{\dot{\omega}_x} \cdot \dot{\omega}_x + \\ & K_{\dot{\gamma}} \cdot \frac{1}{p} \left(K_{\gamma} \cdot \gamma + K_{\dot{\gamma}} \cdot \frac{p}{Tp+1} \gamma + K_{\omega_x} \cdot \omega_x + K_{\dot{\omega}_x} \cdot \dot{\omega}_x \right) \end{aligned} \quad (3)$$

Важное значение для удержания самолёта на осевой линии ВПП различного состояния имеет коррекция управляющего сигнала на руль направления (см. выражение 2), определяющая заданный темп минимизации угла рыскания при различных скоростях начала доворота в заданном диапазоне коэффициентов сцепления (0,2 ... 0,7) с последующим переходом на интегральный закон управления (4):

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{Н доворот}} = & \left(K_{\varepsilon_K} \cdot \varepsilon_K + K_{\dot{\varepsilon}_K} \cdot \dot{\varepsilon}_K + K_{\psi} \cdot \psi + K_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} \right) \cdot K_{\sigma} \cdot \left(\frac{V_{\text{ИД.}}^{\text{КР.}}}{V_{\text{ИД.}}^{\text{КР.}}} \right) + \\ & K_{\dot{\gamma}} \cdot \frac{1}{p} \left(\left(K_{\varepsilon_K} \cdot \varepsilon_K + K_{\dot{\varepsilon}_K} \cdot \dot{\varepsilon}_K + K_{\psi} \cdot \psi + K_{\dot{\psi}} \cdot \dot{\psi} \right) \cdot K_{\sigma} \cdot \left(\frac{V_{\text{ИД.}}^{\text{КР.}}}{V_{\text{ИД.}}^{\text{КР.}}} \right) \right) \end{aligned} \quad (4)$$

В сложных многофакторных условиях полёта могут достигаться предельные возможности самолёта по условиям управляемости. На рис. 3 приведены некоторые результаты восстановления управляемости в боковом движении магистрального самолёта на пробеге по ВПП, покрытой гладким льдом, в условиях комплексного воздействия предельного бокового ветра и отказа критического двигателя. Восстановление управляемости обеспечивается системой GRAS [2], реализующей автоматическое дифференциальное управление секциями интерцепторов.

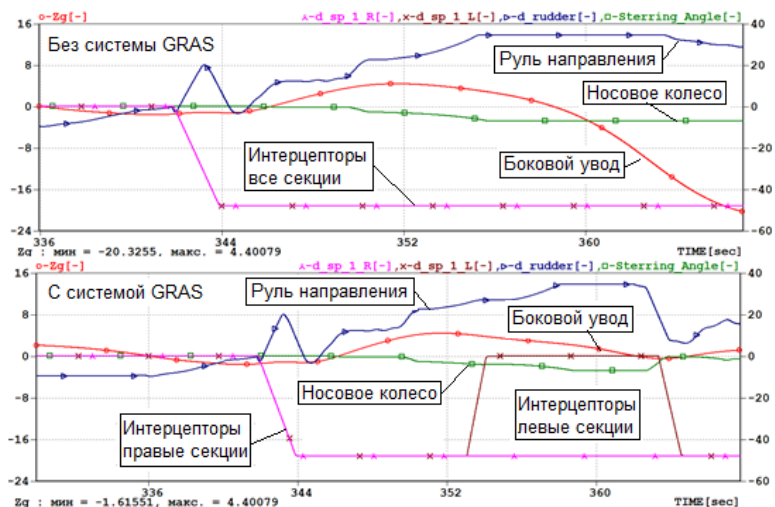


Рис. 3. Пример реализации автоматического восстановления управляемости в боковом движении магистрального двухдвигательного самолёта

1. **Гребёнкин А.В., Кузнецов А.Г., Колбасов В.Н.** Оценка алгоритмов и логики автоматической посадки магистрального самолёта по категории IIIb. Вып. 42: Навигация и управление летательными аппаратами/отв. ред. к.т.н., доцент Ю.В. Гавриленко. – М.: МИЭА, 2023. – 2–18 с.
2. **Гребёнкин А.В., Бурдун И.Е., Костин С.А.** GRAS - автоматическая система помощи лётчику при управлении самолётом на разбеге и пробеге в сложных условиях. Научное издание XIV Всероссийская мультikonференция по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы XIV мультikonференции в четырёх томах (Дивноморское, Геленджик, 27 – 02 октября 2021 г.): том 3. Южный федеральный университет [редкол.: И.А. Каляев, В.Г. Пешехонов и др.]. – Ростов-на-Дону; Таганрог: Издательство Южного федерального университета, 2021. – 32 – 36 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Федеральное автономное учреждение
«Центральный Институт Авиационного Моторостроения
имени П.И. Баранова», г. Москва,
sazakharchenko@ciam.ru*

Локальная конференция: Управление аэрокосмическими системами
им. академика Е.А. Микрина (УАКС-2025)

Направление работы: имитационное моделирование в авиационных
и космических системах

Для решения задач внешней баллистики применяются специальные программные комплексы, в основе которых лежит система уравнений, описывающая движение летательного аппарата (ЛА), изложенная в работе [1]. В ряде работ [2, 3] для решения задач поиска оптимальных параметров силовой установки (СУ) в составе ЛА применены программные средства, включающие в себя алгоритмы численного интегрирования и многокритериальной оптимизации. В настоящей работе проведено исследование и анализ эффективности алгоритмов данного типа.

В рамках исследования была построена имитационная математическая модель (ИММ) ЛА с СУ, представленная в виде задачи Коши из 7 ОДУ, записанных в скоростной системе координат. Данная система ОДУ описана в таблице 1. Рассмотренные алгоритмы включали в себя численные методы интегрирования ОДУ семейства Рунге-Кутты [4, 5], эффективность которых была продемонстрирована в работах [6, 7] и методы многокритериальной оптимизации, применимые для работы с негладкими разрывными функциями, какими зачастую являются многомерные зависимости в общем случае: метод покоординатного спуска; метод Нелдера – Мида, также известный как симплекс-метод [8]. Было проведено сравнение алгоритмов по ряду критериев, главным образом точности, вычислительной эффективности и адаптивности. С целью верификации разработанной ИММ и подобранного набора алгоритмов было проведено моделирование нескольких разноплановых задач внешней баллистики с заранее известным результатом, полученным аналитическим методом. Результаты моделирования подтвердили корректность построенной ИММ и эффективность рассмотренных вычислительных алгоритмов.

Система ОДУ математической модели ЛА с СУ

	Фазовые координаты	Фазовые скорости (без учета кривизны Земли)	Фазовые скорости (с учетом кривизны Земли)
1	ψ – остаток топлива	$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{G_T}{m_{T0}}$	
2	X – дальность, м	$\frac{dX}{dt} = v \cdot \cos(\gamma)$	$\frac{dX}{dt} = v \cdot \cos(\gamma) \cdot \frac{R_3}{R_3+H}$
3	H – высота, м	$\frac{dH}{dt} = v \cdot \sin(\gamma)$	
4	v – скорость, м/с	$\frac{dv}{dt} = \frac{F_x}{m}$	
5	γ – угол наклона траектории, рад	$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{v} \cdot \frac{F_y}{m}$	$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{v} \cdot \frac{F_y}{m} + \frac{v \cdot \cos(\gamma)}{R_3+H}$
6	τ – угол тангажа, рад	$\frac{d\tau}{dt} = \omega$	
7	ω – угловая скорость, рад/с	$\frac{d\omega}{dt} = \frac{M_z}{I_z}$	

Где G_T – расход топлива, кг/с; m_{T0} – начальная масса топлива, кг; m_k – «сухая» масса ЛА, кг; $m = m_k + \psi m_{T0}$ – масса ЛА, кг; I_z – момент инерции ЛА, кг·м²; R_3 – радиус Земли, м; F_x , F_y – проекции вектора суммы сил на оси скоростной системы координат, Н; $\vec{F} = \vec{F}_\phi + \vec{F}_p + \vec{T}_{дв} + m\vec{g}$ – равнодействующая сила, Н; $M_z = M_\phi + M_p + M_{дв}$ – равнодействующий момент, Н·м; $\alpha = \tau - \gamma$ – угол атаки, рад.

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов., – М.: Машиностроение, 1973. – 615 с.
2. А.Б. Попова, В.В. Разносчиков, Оптимизация параметров программы управления твердотопливного ракетно-прямоточного двигателя // Транспорт на альтернативном топливе № 1 (25) февраль 2012 г., с.65-68.
3. Chai, R., Savvaris, A., Tsourdos, A., Chai, S., & Xia, Y. (2019). A review of optimization techniques in spacecraft flight trajectory design. Progress in Aerospace Sciences. doi: 10.1016/j.paerosci.2019.05.003
4. R.H. Merson, "An operational method for the study of integration processes", Proc. Symp. Data Processing, Weapons Res. Establ. Salisbury, Salisbury (1957) pp. 110–125

5. **Fehlberg, E.** (1969). Klassische Runge-Kutta-Formeln funfter und siebenter Ordnung mit Schrittweiten-Kontrolle. Computing, 4(2), 93–106. doi:10.1007/bf02234758
6. **Philipp Klink, Hideaki Ogawa** (2019). Investigation on the performance and feasibility of RBCC-based access-to-space via multi-objective design optimization. // Australia Acta Astronautica 157(2019) 435-454
7. **В.М. Фомин, С.М. Аульченко, В.И. Звегинцев.** Полет гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем по рикошетирующей траектории // Прикладная механика и техническая физика. 2010. Т. 51, N4 с. 85-94
8. **Рейзлин В.И.** Численные методы оптимизации: учебное пособие / В.И. Рейзлин; Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011 – 105 с.

О.Н. Корсун, А.В. Стуловский, В.Н. Юрко

ПРИМЕНЕНИЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ НЕЙРОСЕТЕВОМ МОДЕЛИРОВАНИИ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМИ СИСТЕМАМИ

Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва, marmotto@rambler.ru, avstlv@gosniias.ru

Рассматривается применение априорной информации об объекте при нейросетевом моделировании в задачах управления авиационными системами. На примерах показано достигаемое при этом улучшение точности нейросетевой аппроксимации. Отмечается связь с подходами, принятыми в теории идентификации динамических систем.

В последние годы по мере расширения применения нейросетей в авиационных приложениях [1] усиливается тенденция интеграции априорной информации из предметной области в нейросети разных типов, поскольку их эффективность при этом существенно возрастает [2-4]. При этом становится очевидной связь с методическими подходами, ранее сформированными в теории идентификации систем [5,6], требующими максимально возможного использования достоверной априорной информации об объекте [6]. На рис. 1 показан пример описания раскрутки лопасти в условиях ветра нейросетью типа LSTM.

Как видим, гармонические составляющие процесса полностью игнорируются, хотя на вход сети поступает угол азимута лопасти.



Рис. 1 Нейросетевое моделирование раскрутки лопасти без использования информации о гармонических составляющих, обусловленных ветром

На рис. 2 и 3 показано, что для достижения качественной аппроксимации ко входным сигналам сети надо добавить тригонометрические функции азимута. Как видно из рис. 2, одной только синусоидальной составляющей недостаточно, сеть требует также и вторую компоненту тригонометрического разложения (рис. 3).



Рис. 2 Нейросетевое моделирование раскрутки лопасти с использованием информации о синусоидальной составляющей, обусловленной ветром

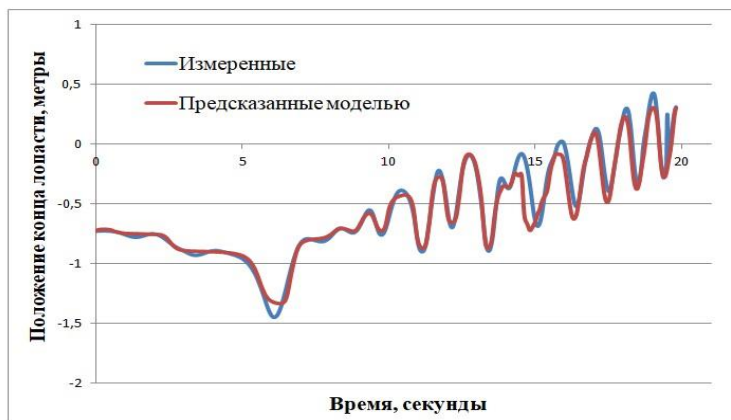


Рис. 3 Нейросетевое моделирование раскрутки лопасти с использованием информации о синусоидальной и косинусоидальной составляющих, обусловленных ветром

На рис 4. показан параметрический портрет акустической речевой команды, который вычисляется априорно, до подачи на вход сети. Это позволяет существенно уменьшить объемы обучающих выборок и применить сверточные сети глубокого обучения, создаваемые для изображений.

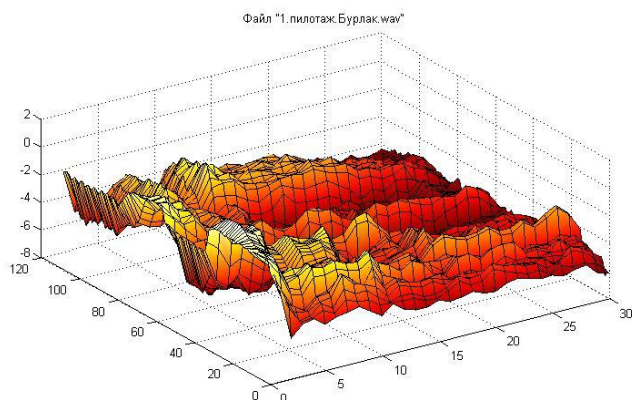


Рис. 4 Спектрально-временной параметрический портрет речевой команды, формируемый для использования в нейросети

1. Себряков Г.Г., Корсун О.Н., Лаврова Г.А., Лавров А.О., Полиев А.В.,

2. **Юрко В.Н.** Современные аудиотехнологии в информационно-управляющем поле кабины пилотов. М.: ИД Академии Жуковского. 2021. 360 с.
3. **Egorchev M.V., Tiumentsev Y.V.** Semi-empirical continuous time neural network based models for controllable dynamical systems// Optical Memory and Neural Networks. 2019. Т. 28. № 3. С. 192-203.
4. **Егорчев М.В., Тюменцев Ю.В.** Нейросетевой полуэмпирический подход к моделированию продольного движения и идентификации аэродинамических характеристик маневренного самолета// Труды МАИ. 2017. № 94. С. 31-55.
5. **Michек, Nathaniel E.,** "Physics-Informed Neural Network Based
6. Aerodynamic Modeling Framework" (2025). Graduate Theses, Dissertations, and Problem Reports. 12843. <https://researchrepository.wvu.edu/etd/12843>
7. **Овчаренко В.Н.** Идентификация аэродинамических характеристик
8. воздушных судов по полетным данным. М.: Изд-во МАИ. 2017. 182 с.
9. **Корсун О.Н.** Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № S6. С. 2-7.
10. **Каргаев М.В., Корсун О.Н.** Синтез законов оптимального управления законцовкой лопасти для раскрутки и торможения несущего винта вертолета в условиях ветра // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 92-101.

А.В. Назарова, Н.В. Куланов

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ НАБОРА ВЫСОТЫ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ПСЕВДОСПЕКТРАЛЬНОГО МЕТОДА ГАУССА

*ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт
авиационных систем», г. Москва, nazarova_av@gosniias.ru*

Одной из наиболее частых задач в навигации ВС является поиск оптимального времени набора высоты. Поскольку в задаче набора высоты сверхзвукового ВС присутствует много ограничений, предъявляется ряд требований к методам решения:

1. Быстродействие
2. Учёт всех возможных ограничений
3. Приемлемая сложность (реализуемость)

В качестве основного метода оптимального управления был выбран псевдоспектральный метод Гаусса.

Постановка задачи:

$$\begin{aligned}H(t) &= V \sin(\theta) \\V(t) &= \frac{T \cos(\alpha) - X - G \sin(\theta)}{mg} \\ \theta(t) &= \frac{T \sin(\alpha) + Y - G \cos(\theta)}{mgV} \\G(t) &= -q_c\end{aligned}$$

Ограничения фазовых координат:

$$\begin{aligned}0 &\leq H \leq 21500 \text{ м} \\100 &\leq V \leq 600 \frac{\text{м}}{\text{с}} \\-10 &\leq \theta \leq 40 \text{ град} \\0 &\leq G \leq 20000 \text{ Н}\end{aligned}$$

Ограничение управления:

$$-10 \leq \alpha(t) \leq 10 \text{ град}$$

Ограничения на характеристики набора высоты:

$$\begin{aligned}q &\leq q_{max} \\M &\leq M_{max} \\H_{min1} &\leq H < H_{min2}\end{aligned}$$

Начальные условия:

$$\begin{aligned}H &= 500 \text{ м} \\V &= 129 \frac{\text{м}}{\text{с}} \\\theta &= 0 \text{ град} \\G &= 20000 \text{ Н}\end{aligned}$$

Помимо модели движения необходимо реализовать так же вычисления параметров аэродинамики и тяги [1]. В связи с необходимостью расчета всех параметров внутри модели метода пакета NLoptControl, что не позволяет использовать внешние функции для расчета, используется формула расчета параметров через $\arctg$ (для характеристик тяг) и через дробно-рациональные выражения (для аэродинамики), предварительно получив необходимые коэффициенты из исходных табличных данных. Характеристики тяги двигателя и аэродинамические характеристики представлены в табл.1,2 [2].

Таблица 1

Характеристики тяги двигателя сверхзвукового ВС

M\H	0	1.5	3.1	4.6	6.1	7.6	9.1	12.2	15.2	21.3
0	10.98									
0.2	11.80	11.16	9.57	8.21	6.89	5.80	4.85			
0.4	12.83	11.43	9.93	8.48	7.21	6.08	5.08	3.31	2.00	
0.6	13.97	12.34	10.79	9.30	7.85	6.67	5.58	3.67	2.22	
0.8	15.65	13.74	12.06	10.52	8.98	7.62	6.39	4.26	2.54	0.50
1	17.19	15.56	13.79	12.15	10.57	8.98	7.62	5.08	3.08	0.63
1.2	16.37	17.23	15.83	14.20	12.38	10.70	9.12	6.08	3.76	0.77
1.4		16.60	17.46	16.37	14.33	12.74	10.98	7.35	4.54	1.00
1.6				17.55	16.19	14.51	12.74	8.75	5.40	1.32
1.8						15.69	14.10	9.84	6.03	1.41

Таблица 2

Аэродинамические характеристики сверхзвукового ВС

M	0	0.4	0.8	0.9	1	1.2	1.4	1.6	1.8
C _y	3.44	3.44	3.44	3.58	4.44	3.44	3.01	2.86	2.44
C _{x0}	0.013	0.013	0.013	0.014	0.031	0.041	0.039	0.036	0.035
η	0.54	0.54	0.54	0.75	0.79	0.78	0.89	0.93	0.93

Аэродинамические коэффициенты определяются следующими выражениями:

$$C_y = C_{y\alpha}(M)\alpha;$$

$$C_x = C_{x0}(M) + \eta(M)C_{y\alpha}(M)\alpha^2$$

Начальные и конечные условия:

$$H_0 = 0 \text{ м};$$

$$V_0 = 129 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$\theta_0 = 0 \text{ град};$$

$$G_0 = 19051 \text{ кг.}$$

$$H_K = 20000 \text{ м};$$

$$V_K = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$\theta_K = 0 \text{ град.}$$

Ограничения:

$$H_{min} = \begin{cases} 400 \text{ м}, & V < V_{min} \\ 2500, & V \geq V_{min} \end{cases}, \text{ где } V_{min} = 149 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

$$M_{max} = 1.8;$$

$$q_{max} = 5000 \text{ кгс}.$$

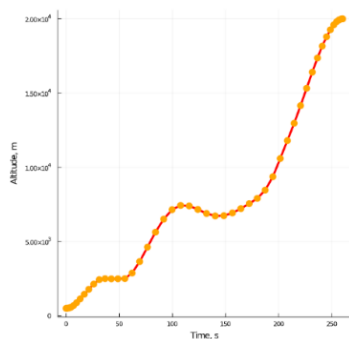


Рис. 1. Набор высоты в зависимости от времени

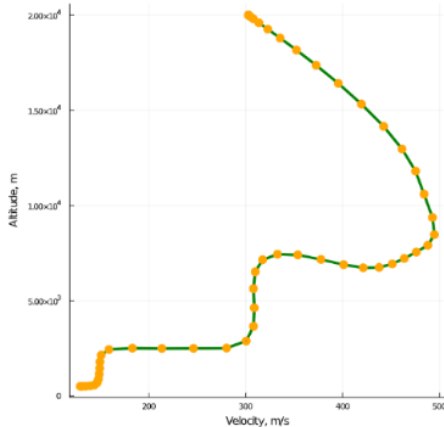


Рис. 2. Зависимость высоты от скорости

1. **Betts J. T.** Practical methods for optimal control and estimation using non-linear programming. – Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010.
2. **Bryson, A.E., Jr.; Desai, M.N.; Hoffman, W.** Energy-state approximation in performance optimization of supersonic aircraft. J. Aircr. 1969, 6, 481–488.

*С.Л. Чернышев¹, К.И. Сыпало², С.Г. Баженов², Ю.И. Диденко²,
Ю.Ф. Шелухин², В.В. Стрелков²*

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ СРЕДСТВАМИ АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ И ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ЭКИПАЖА

¹ Российская академия

*² Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского
info@tsagi.ru*

Введение

Безопасность полётов – интегральная характеристика системы «лётчик – воздушное судно – эксплуатационная среда», определяющая эффективность и ограничения применения авиационной техники.

Основные проблемы повышения безопасности полетов связаны с влиянием человеческого фактора, вопросами безотказности и нейтрализации последствий отказов бортового оборудования, влиянием сложных условий эксплуатации (атмосферные возмущения, опасность столкновения с воздушными судами и препятствиями и т. д.), информированностью экипажа о летной ситуации, вопросами подготовки летного состава, особенно для действий в критических условиях полета. Все современные магистральные самолеты, оборудованы комплексными системами управления – КСУ [1].

Функции КСУ по обеспечению безопасности полета

Особое место в создании КСУ занимает концептуальное построение штурвального управления. Если раньше широко использовался принцип пропорционального управления «рычаг-аэродинамический орган», то в настоящее время реализуется пропорциональность «рычаг-параметр движения самолета» [1]. Реализация соответствия между отклонениями рычагов управления и параметрами движения успешно обеспечивается интегральными законами управления, которые позволяют:

- обеспечить автоматическую балансировку по всем каналам управления. Особую ценность эта функция приобретает для продольного канала, в котором происходит существенное изменение балансировки по режимам полета, весу, конфигурации и т.д.;
- обеспечить заданные характеристики управляемости;

- реализовать ограничение параметров движения (угол атаки, нормальная перегрузка, углы тангажа, крена, скольжения и т.д.) заданными предельными значениями.

Реализация функций ограничения предельных параметров движения существенно повышает безопасность полета.

Одной из важнейших проблем, связанных с безопасностью полета, является проблема касания ВПП хвостовой частью фюзеляжа при взлете и посадке. Основными причинами касания ВПП являются отклонения от рекомендуемой техники пилотирования. Рекомендованная техника пилотирования при выполнении взлета и посадки должна выдерживаться достаточно строго, чтобы не привести к касанию ВПП хвостовой пятой и избежать чрезмерного увеличения дистанции пробега.

Эта задача может быть решена с применением автоматических средств, ограничивающих угол тангажа на взлете. Алгоритм ограничения угла тангажа в полёте [1], основанный на подключении дополнительной обратной связи не является жёстким и носит в первую очередь предупредительную функцию, допускающую превышение заданных максимальных значений. Однако ограничение угла тангажа на взлёте должно быть жёстким, поэтому на влёте используется алгоритм, который основан на переключении сигнала управления на сигнал стабилизации заданного максимального угла тангажа $\vartheta_{\max \text{ взл}}$ при опасности его превышения.

Для ограничения угла крена на взлётно-посадочных режимах используется тот же принцип, на котором основан ограничитель угла тангажа на взлёте, и заключается в переключении управляющего сигнала летчика по крену X , на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена $\gamma_{\max \text{ взл}}$. Заданный максимальный угол крена $\gamma_{\max \text{ взл}}$ зависит от высоты полёта и определяется геометрией самолёта. Функция ограничения крена является логически сложной и для ее реализации удобно использовать конечные автоматы.

Автомат парирования отказа двигателя (АПОД) позволяет существенно повысить безопасность полета самолета при отказе двигателя, особенно на этапах взлета и ухода на второй круг, на которых тяга двигателей максимальна [1]. Компенсация меньших по величине моментов крена и тангажа возлагается на летчика. В алгоритме АПОД разность оборотов двигателей при наличии отказа приводит к отклонению руля направления для парирования отказа.

В настоящее время идет постоянное увеличение интенсивности воздушного движения. Это ведет к уменьшению интервалов по времени и расстоянию между самолетами, что, в свою очередь, ведет к увеличению риска столкновений. Поскольку безопасность полетов зависит в большой степени от действий экипажа, очень важно, чтобы члены экипажа были

обеспечены надежной информацией о летной ситуации. В качестве составной части системы траекторной безопасности полета разрабатываются системы контроля летной ситуации и формирования рекомендаций экипажу [2], позволяющие избежать опасных ситуаций. Такие системы должны:

- оценивать летную ситуацию и возможность конфликтов с факторами рельефа, воздушного движения и неблагоприятных атмосферных явлений;
- формировать ряд возможных траекторий разрешения конфликтов, которые могут быть реализованы самолетом;
- сортировать эти траектории в соответствии с приоритетами;
- проводить анализ конфликтов с факторами метеоусловий и воздушного движения;
- рекомендовать экипажу наилучшую траекторию.

Еще одной системой авионики, повышающей безопасность полета является бортовая система предотвращения выкатывания самолета с ВПП [3]. Эта система выполняет следующие функции:

- контроль траектории посадки и располагаемой длины ВПП;
- оценка реального состояния ВПП и прогноз точки касания;
- оценка возможности выкатывания с полосы;
- формирование сигналов предупреждения для систем индикации и оповещения экипажа.

Заключение

Разработанные функции КСУ и систем информационной поддержки экипажа успешно внедряются на самолетах транспортной категории, что значительно повышает безопасность полета.

1. **Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф.** Системы дистанционного управления магистральных самолетов – М.: Наука, 2013. – 292 с.
2. **Алешин Б.С., Баженов С.Г., Кулида Е.Л., Лебедев В.Г.** Использование бортовой модели самолета для оценки траекторий и повышения безопасности полета. В сборнике: Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения Москва, 2016. С. 162-174.
3. **Н.А. Прошкина, В.В. Стрелков** Прогнозирование координаты точки приземления самолета на взлетно-посадочной полосе с применением методов машинного обучения. // Ученые записки ЦАГИ, 2025, Т. LVI, № 2. – С.83-96

2-2. Расчет и моделирование динамических характеристик летательных аппаратов

МОДИФИКАЦИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ МОДЕЛИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧАМ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, pvl@mai.ru

Важнейшими требованиями, предъявляемыми к авиационной технике на всех исторических этапах ее развития, были достижение наивысшей эффективности применения при обеспечении заданного уровня безопасности полетов. Эти требования достигаются различными способами, в том числе, путем улучшения летно-технических и пилотажных характеристик. Для проектирования систем управления необходимо комплексное рассмотрение элементов системы-самолет-летчик. В связи с этим возникает необходимость в изучении закономерностей поведения летчика и разработке математической модели его управляющих действий [1].

В настоящей работе внимание уделено оптимальному подходу к моделированию управляющих действий летчика, основанному на теории оптимальных систем (методе LQR) [2]. Использование такого подхода позволяет получить достаточно близкие результаты математического моделирования и экспериментальных исследований в области средних и высоких частот при малых временных затратах, необходимых для вычисления характеристик системы самолёт-летчик. Однако проведенные исследования показали, такой подход обладает рядом недостатков. Во-первых, частотная характеристика летчика демонстрирует значительное фазовое опережение в области низких частот, чего не наблюдается в экспериментальных исследованиях. Кроме того, практически во всех известных работах, посвященных оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика, рассматривается задача стабилизации [3]. В рамках данного подхода учет дополнительных обратных связей, вводимых летчиком (проприоцептивной и акселерационной информации) в настоящее время изучен крайне слабо [4]. Недостатком оптимальной модели управляющих действий летчика также является зависимость получаемых результатов от входных параметров модели, в частности, весовых коэффициентов минимизируемого функционала). Настоящая работа посвящена устранению перечисленных недостатков оптимальной модели и расширению ее возможностей.

Разработанная модифицированная оптимальная модель характеристик управляющих действий летчика, позволила:

- Экспериментально подтвердить целесообразность замены точной модели объекта управления приближенным аналогом в области низких частот при синтезе регулятора методом LQR. Такая замена обеспечила соответствие результатов математического и полунатурного моделирования.

- Учесть внутреннюю проприоцептивную обратную связь, которая позволила повысить точность математического моделирования системы самолет – летчик, расширить класс решаемых прикладных задач и устранить влияние динамики объекта управления на выбор весовых коэффициентов функционала качества [5].

- Учесть дополнительный канал восприятия акселерационной информации, что расширило возможности использования оптимальной модели летчика.

Применение полученной в ходе настоящего исследования модификации оптимальной модели позволило:

- Решать задачу выбора типа и основных характеристик рычага управления таких как, жесткость и демпфирование. Полученные рекомендации по их выбору соответствуют результатам полунатурного моделирования.

- Повысить точность предсказания пилотажных характеристик с применением «Нового критерия МАИ» [6]. Кроме того, в работе получен критерий ПХ нормирующий параметры системы самолет-летчик в боковом канале, учитывающий влияние акселерационной информации. Получены выражения для расчета каждого из факторов (вестибулярного и зрительного) и интегральной субъективной оценки летчика, которые имеют следующий вид:

$$PR_{\text{вест}} = 12,54 + 28,18 \ln(\sigma_{nz})$$

$$PR_{\text{виз}} = -7,53 + 6,76 \ln(\sigma_e)$$

$$PR_{\text{расч}} = \max(PR_{\text{вест}}, PR_{\text{виз}}).$$

Рассчитанные оценки предсказали уровень всех 23 выбранных конфигураций из базы данных динамических конфигураций в боковом канале «LATNOS» [7], и совпали с оценками, полученными в летных экспериментах. Коэффициент достоверности предсказания субъективной оценки летчика R^2 равен 0,9307.

1. **Ефремов, А.В.** Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика / Ефремов, А.В. – Москва: МАИ, 2017. –194 с.
2. **Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H.** An optimal control model of human response. Automatica, vol. 6, 1970, pp.357-369.

3. **David K. Schmidt.** Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 2, issue 4, pp. 308-312
4. **Sheldon Baron, Roy Lancraft.** Pilot/Vehicle Model Analysis of Visual and Motion Cue Requirements in Flight Simulation. CONTRACT NAS2-10145, OCTOBER 1980
5. **Aleksandr V. Efremov., Eugene V. Efremov., Alyona Yu. Grishina.** Modification of the Optimal Control Model of the Pilot and Its Application to the Selection of Inceptor Characteristics. IFAC PapersOnLine 58-30 (2024) 192–196
6. **Efremov, A.V.** Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety / A. V. Efremov, M. S. Tiaglik, E. V. Efremov // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2020. – Vol. 43, No. 1. – p. 4–14.
7. **Stephen J. Monagan, Rogers E. Smith, Randall E. Bailey.** Lateral Flying Qualities of Highly Augmented Fighter Aircraft. Final Report for the Period March 1980. Volume 1-2.

А.В. Ефремов, А.И. Щербаков

РЕАЛИЗАЦИЯ АДАПТИВНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ С ОНЛАЙН-ИДЕНТИФИКАЦИЕЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, pvl@mai.ru

Актуальность создания адаптивных алгоритмов управления

К системам автоматизации управления летательных аппаратов предъявляются требования к обеспечению наилучших пилотажных свойств в условиях неопределенностей, вызванных неточным знанием динамики объекта управления и ее непредвиденным изменением. Это приводит к поиску решения в классе адаптивных систем управления, способных подстраиваться к текущим свойствам объекта управления. Использование таких алгоритмов позволяет достичь более высокого уровня робастности по сравнению с традиционными неадаптивными законами регуляторов. Настоящая работа посвящена исследованию и реализации адаптивных алгоритмов управления с онлайн-идентификацией линеаризованной математической модели движения ЛА.

Реализация адаптивных законов управления

В открытых источниках опубликовано значительное число публикаций, посвященных синтезу регуляторов систем управления ЛА на базе различных подходов [1-2]. Одним из наиболее часто рассматриваемых является принцип обратной динамики в различных его реализациях [3-4]. Алгоритмы управления на базе этого подхода реализованы на борту некоторых серийно производимых ЛА [5]. Использование такого принципа при построении регуляторов позволяет обеспечить соответствие динамики объекта управления звену первого порядка в широком частотном диапазоне.

В работе рассматривается подход, известный под термином «нелинейная обратная динамика» (NDI). Эта методика реализации регулятора на базе принципа обратной динамики является наиболее целесообразной для применения в ЛА, поскольку в отличие от введения инверсной модели и INDI-регулятора не требует включения в цепь управления дополнительных фильтров и обратных связей по производной управляемой координаты.

Одной из проблем, затрудняющих реализацию таких законов управления, является необходимость точного знания модели динамики объекта управления. В работе предложено решение этой проблемы путем онлайн-идентификации коэффициентов линеаризованной модели динамики ЛА, записанной в форме пространства состояний, для обеспечения непрерывности процесса идентификации применяется обновляемая выборка данных. На рисунке 1 приведена структурная схема адаптивного регулятора на базе принципа нелинейной обратной динамики, реализованная в продольном канале самолета.

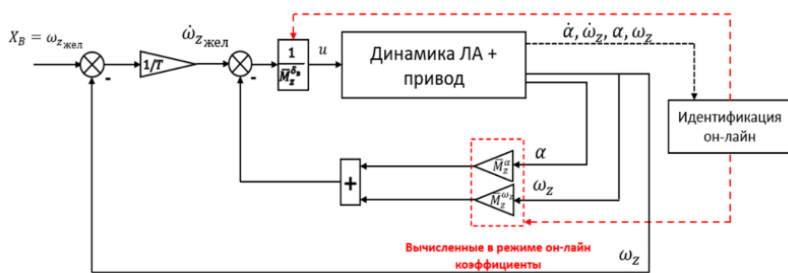


Рис. 1. Адаптивный регулятор на базе принципа NDI в продольном канале самолета

В настоящей работе производится анализ влияния размерности выборки данных на точность и скорость выполнения процедуры идентификации, а также исследуется влияние шумовой составляющей сигналов и способ подавления возникающих в связи с этим негативных эффектов (рис. 2(а)).

Для оценки эффективности адаптивных алгоритмов выполнено математическое моделирование и экспериментальные исследования на пилотажных стендах с использованием моделей динамики ЛА различных классов. К выполнению экспериментов привлекались опытные операторы и летчики, в том числе действующий летчик-испытатель. На рисунке 2(б) показано сравнение дисперсий сигнала ошибки, полученных путем выполнения задачи точного отслеживания угла тангажа (1 – традиционный интегральный закон управления, 2 – адаптивная обратная динамика). Использование адаптивного регулятора позволило уменьшить величину дисперсии ошибки отслеживания на 35%.

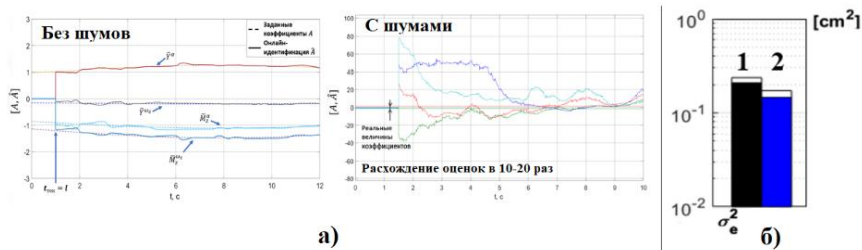


Рис. 2. Влияние шумов (а), дисперсии сигнала ошибки (б)

На рисунке 3 изображены логарифмические частотные характеристики, полученные экспериментально методом коэффициентов Фурье [6]. Объектом управления является нелинейная модель динамики вертолета, частотные характеристики получены на режиме висения и в горизонтальном полете на скорости 250 км/ч. На рисунке 3(а) изображены ЛЧХ вертолета со штатными средствами автоматизации, на рис. 3(б) – с использованием адаптивных законов управления.

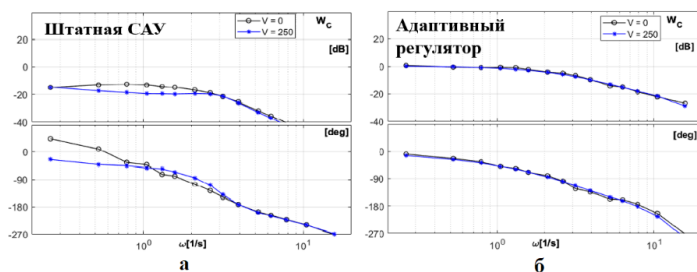


Рис. 3. ЛАФЧХ вертолета с различными средствами автоматизации

Результаты математического моделирования и экспериментальных исследований подтверждают высокую эффективность предложенных законов управления, а также их универсальность для ЛА различных классов.

1. **Voicu, S. C. and Florentin A. B.** H-Infinity Design for Automatic Landing System // International Journal of Modeling and Optimization 7. – pp. 173-178, 2017.
2. **M. A. Usta, O. Akyazi, A.S. Akpınar.** Aircraft roll control system using LQR and fuzzy logic controller Aircraft Roll Control System Using LQR and Fuzzy Logic Controller // Int. Symp. Innov. Intell. Syst. Appl. – pp. 223-227, 2011.
3. **Efremov, A.V., Mbikayi, Z. and Efremov, E.V.** Comparative study of different algorithms for a flight control system design and the potentiality of their integration with a sidestick // Aerospace, 8(10). – p.290, 2021.
4. **Tol, H., De Visser, C., Van Kampen, E-J., Chu, Q.P.** Multivariate simplex spline based nonlinear dynamic inversion control of high-performance aircraft // AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013.
5. **Tischler, M. B., Blanken, C. L., Cheung, K. K., Sean, M. S. S., Sahasrabudhe, V., and Faynberg, A.** Modernized Control Laws for UH-60 BLACK HAWK Optimization and Flight-Test Results // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – Vol. 28. – No. 5, 2005. – pp. 964–978. doi:10.2514/1.8021.
6. **Ефремов А.В.** Система самолет—летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017.

МЕТОДИКА СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕГУЛЯТОРОВ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКОЙ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ РАСШИРЕННОГО ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ

ПАО "МИЭА", 125167, г. Москва, inbox@aomiea.ru

Классическое решение задачи синтеза внутреннего контура отработки заданной нормальной перегрузки системы автоматического управления (САУ) самолета аналитическими методами предполагает, что линейную модель объекта управления достаточно представить в виде передаточной функции стандартного колебательного звена второго порядка, исходя из параметров уравнений короткопериодического движения. Однако, решение этой задачи усложняется в случаях:

- сближения корней характеристических уравнений линейных моделей объекта и исполнительных механизмов системы управления;
- применения систем типа автомата продольной устойчивости при автоматизации ручного режима управления самолета [1].

Таким образом, приводная часть системы, дополнительные обратные и перекрестные связи от внешних автоматов улучшения устойчивости и управляемости могут значительно изменять динамику исходного объекта управления. Тогда под расширенным объектом управления следует понимать связанные друг с другом модели самолета, рулевых агрегатов и приводов САУ. В результате при решении задачи синтеза возникает необходимость рассмотрения расширенного объекта управления как динамической системы более высокого порядка, чем исходный объект, что затрудняет определение настроек регулятора аналитическими методами, либо приводит к необходимости проведения экспериментальной корректировки полученных аналитических результатов.

В основе предлагаемого метода параметрической настройки контуров управления САУ на основе линейных моделей расширенного объекта управления заложен алгоритм численной оптимизации квадратичного функционала, который в совокупности дает общую оценку качества переходного процесса и величину отклонения управляемой величины от некоторой заранее определенной желаемой динамики [2]. Алгоритм является адаптивным по отношению к заданному критерию оптимальности, например, он позволяет рассматривать достижение максимального быстродействия с учетом ограничений на допустимую величину перерегулирования или учитывать ограничения допустимых запасов устойчивости системы.

Решение задачи синтеза внутреннего контура обработки заданной нормальной перегрузкой рассмотрено для расширенного объекта управления, включающего в себя линейные модели приводов со сравнительно большой постоянной времени.

Динамические параметры движения исходной линейной модели «свободного» самолета найдены по результатам идентификации короткопериодического движения соответствующего объекта управления [3]. Структурно синтезируемый закон управления контура нормальной перегрузки представляет собой классический демпфер тангажа и ПИ-регулятор перегрузки, обеспечивающего астатизм системы по отношению к возмущающему воздействию.

В качестве критерия оптимальности выступает обеспечение близости динамики переходных функций синтезируемого контура управления и заданной желаемой системы второго порядка. Желаемая постоянная времени и относительный коэффициент затухания выбраны исходя из принципов отсутствия перерегулирования и достижения времени переходного процесса по перегрузке, не превышающего 3 секунд.

Справедливость полученных результатов численного синтеза подтверждается путем проведения математического моделирования на полной модели самолета. Переходные процессы отработки заданного приращения нормальной перегрузки в 0,15 для трех различных режимов полета (малая, средняя и большая приборные скорости) приведены на рисунке 1.

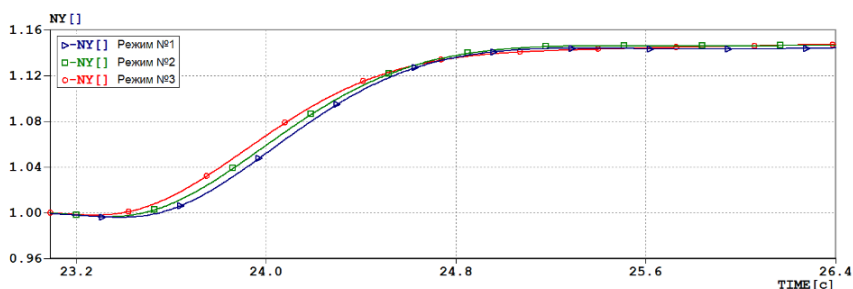


Рис. 1. Переходные процессы отработки заданной нормальной перегрузки для трех режимов полета

Одномерное или двумерное линейное интерполирование численно синтезированных коэффициентов закона управления (по высоте, приборной скорости, положению закрылков) позволяет добиться оптимальных

переходных процессов по нормальной перегрузке во всем эксплуатационном диапазоне соответствующего объекта управления. Также стоит отметить, что оптимальной параметрической настройки регулятора только для одной точки области допустимых весов и центровок самолета может быть недостаточно. На практике возникает необходимость проведения численного синтеза для нескольких весо-массовых конфигураций самолета [4]. В результате, при формировании узловых точек интерполяционных характеристик требуются компромиссные решения в выборе передаточных чисел регуляторов, которые позволяют достичь выполнения технических требований к разрабатываемому режиму управления на всех режимах полета.

Таким образом, предложена методика параметрического синтеза контуров управления САУ тяжелого самолета на основе расширенного объекта управления с использованием численной процедуры оптимизации функции многих аргументов. Результаты работы методики подтверждены при решении задачи синтеза внутреннего контура нормальной перегрузки продольного канала управления САУ тяжелого самолета.

1. **Куликов В. Е., Кольцов М.М., Кузин А.А.** Аналитический синтез астатического регулятора в продольном канале управления самолета по методу интегральной квадратичной оценки. Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. Москва, МИЭА, 2024, Вып. 45, с. 54-82.
2. **Бесекерский В.А., Попов Е.П.** Теория систем автоматического управления. Изд. 4-е, перераб. и доп. – СПб, Изд-во «Профессия», 2003, с. 212-223.
3. **Корсун О. Н., Николаев С. В.** Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 4. с. 269-276.
4. **Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др.** Динамика полета; под ред. Г.С. Бюшгенса. Москва, Машиностроение, 2011, с. 648-655.

ОЦЕНИВАНИЕ МАССЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОТСУТСТВИИ ДАТЧИКОВ РАСХОДА ТОПЛИВА

ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт
авиационных систем», г. Москва,
marmotto@rambler.ru, lyakhov_vd@gosniias.ru

Рассмотрена методика оценивания массы самолета в ходе полета при отсутствии датчиков расхода топлива или при их низкой точности.

Такая постановка актуальна для беспилотных самолетов. Оценку массы предлагается выполнять по бортовым измерениям перегрузки, угла атаки, скорости и высоты, а также по оценкам коэффициента подъемной силы согласно банку аэродинамических характеристик и значениям силы тяги согласно высотно-скоростным характеристикам двигателя, то есть без использования информации о расходе и массе топлива.

Точность предлагаемого подхода к оцениванию массы, очевидно, решающим образом зависит от точности значений коэффициента подъемной силы и точности измерений угла атаки. Уточнение этих параметров по данным летного эксперимента возможно на основе методов идентификации систем [1,2]. Общая методика идентификации изложена в [3], процедура проверки согласованности полетных данных дана в [4], методики оценивания систематических погрешностей углов атаки и скольжения с одновременной идентификацией скорости ветра представлены в [5,6]. При необходимости уточнения тяги двигателя, то есть при наличии сомнений в точности имеющихся высотно-скоростных характеристик двигателя, следует применить методику [7].

Значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления, определенные по результатам аэродинамических продувок, обычно задаются в полусвязанной системе координат $OX_eY_eZ_e$, для перевода из связанной системы в полусвязанную используются соотношения

$$c_{xe} = c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha; \quad c_{ye} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha. \quad (1)$$

В качестве модели измерений для коэффициента подъемной силы в полусвязанной системе координат, предлагается формула:

$$C_{ye}(\alpha(t)) = (1/qS) \{ mg n_{ye}(t) - P \sin(\alpha(t) + \varphi_{\partial\partial}) \}, \quad (2)$$

где перегрузка $n_{ye}(t)$ вычисляется через измеренные на борту перегрузки по формулам вида (1), а сила тяги P принимается по высотно-

скоростным характеристикам двигателя, угол установки двигателя $\varphi_{\text{дв}}$ считается известным конструктивным параметром самолета.

В качестве модели объекта для коэффициента подъемной силы в полувязанной системе координат с учетом нелинейности, предлагается следующая формула:

$$C_{ye}(\alpha) = C_y(\alpha_0) + C^{\alpha}(\alpha - \alpha_0) + \Delta C(\alpha^2) + C^{\delta}\delta_B + C^{\varphi}\varphi_B,$$

где $\Delta C(\alpha^2) = C^{\alpha^2}(\alpha - \alpha_0)^2$, α_0 – опорное значение угла атаки, зависит от характера нелинейной зависимости подъемной силы от угла атаки, C^{δ} , C^{φ} – коэффициенты подъемной силы руля высоты и стабилизатора, выбираются согласно банку аэродинамических характеристик самолета.

В вектор идентифицируемых параметров включаются коэффициенты $C_y(\alpha_0)$, C^{α} , C^{α^2} , которые находятся методом параметрической идентификации [1,2].

При качественной системе бортовых измерений и регистрации проверка согласованности полетных данных [4] дает высокую степень соответствия измерений и уравнений динамики (рис.1)

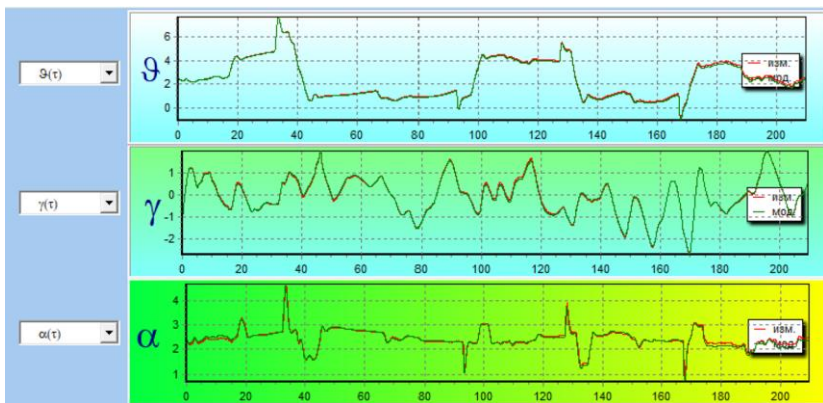


Рис. 1. Сравнение бортовых измерений и результатов интегрирования уравнений движения по каналам тангажа, крена, угла атаки при правильно функционирующей системе бортовых измерений

Однако проверка согласованности данных, основанная только на уравнениях пространственного движения самолета [4] без учета ветра, может показывать расхождения по углу атаки вследствие влияния даже небольшого ветра, особенно в сочетании с движением по крену (рис.2). Этот указывает на необходимость дополнительной проверки с идентификацией скорости ветра по методике [5].

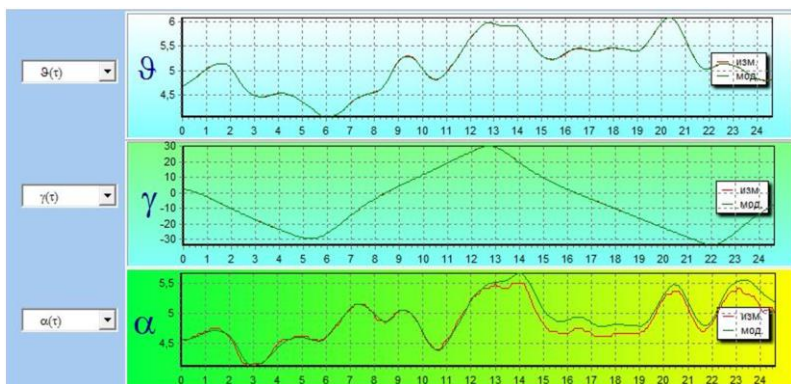


Рис. 2. Сравнение бортовых измерений и результатов интегрирования уравнений движения при наличии ветра, заметны расхождения по углу атаки

В докладе показано применение всех этапов методики оценивания массы самолета.

1. **Овчаренко В.Н.** Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. М.: Изд-во МАИ. 2017. 182 с.
2. Структурная идентификация математической модели движения самолета / К.К. Васильченко, Ю.А. Кочетков, В.А. Леонов, Б.К. Поплавский. –М.: Машиностроение. 1993. 352 с.
3. **Корсун О.Н., Николаев С.В.** Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9 (147). С. 3-10.
4. **Корсун О.Н., Николаев С.В., Поплавский Б.К.** Алгоритмы проверки правильности полетных данных и оценивания нелинейностей при идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Том 18. №4. С. 270-278.
5. **Корсун О.Н., Зиновьев А.В., Лысюк О.П., Багнюк Е.С.** Алгоритм оценивания постоянной составляющей погрешности измерения воздушной скорости при учете скорости ветра// Вестник компьютерных и информационных технологий. 2008. № 9 (51). С. 2-6.

6. **Корсун О.Н., Данеко А.И., Мотлич П.А., Ом М.Х.** Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2022. Т. 23. № 5. С. 274-280.
7. **Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Стуловский А.В., Моунг Х. Ом** Идентификация тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний со сглаживанием случайных погрешностей измерений // Изв. РАН. Теория системы управления. 2024. № 3. С. 69-84.

О.Н. Корсун¹, Ю.Г. Оболенский²

**ОПЫТ СОВМЕСТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ
И КОРРЕКЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В ПРОЦЕССЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ
УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО САМОЛЕТА**

*¹ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт
авиационных систем», г. Москва, marmotto@rambler.ru,
²ПАО «ОАК» ОКБ Микояна, г. Москва, y.obolensky@mig.uacrussia.ru*

В докладе рассмотрены результаты совместной идентификации математической модели учебно-тренировочного самолета и коррекции законов управления бортовой системы автоматического управления в ходе летных испытаний. Показаны особенности идентификации базовых нелинейных зависимостей по полетным данным, представлены решения по доработке системы управления, принятые на основе уточненных значений параметров модели объекта.

Применение методов идентификации динамических систем [1,2] в процессе испытаний позволяет оперативно уточнять параметры модели объекта, в данном случае аэродинамические характеристики самолета, и оперативно использовать полученные оценки для доработки законов управления непосредственно в ходе испытаний.

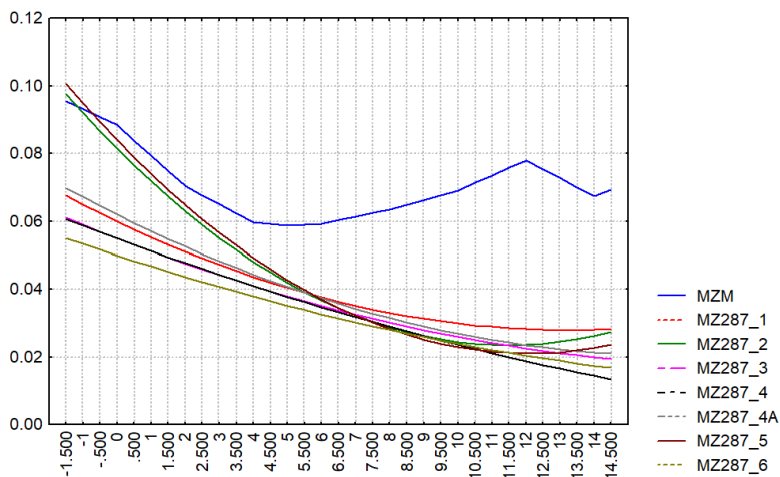


Рис. 1. Сравнение нелинейной зависимости аэродинамического момента тангажа от угла атаки, полученной в трубном эксперименте (линия MZM) с оценками идентификации по семи полетным участкам

Для получения результатов непосредственно в ходе летных испытаний необходимо четко определить применяемые методы параметрической идентификации [2], а также варианты моделей объекта и методики выполнения полетных маневров и обработки данных [3,4].

Так, на рис. 1 показаны результаты идентификации коэффициента момента тангажа в зависимости от угла атаки. Для получения оценок применялись, наряду с общими подходами, специальные методы идентификации статически неустойчивых самолетов [2], поскольку согласно исходным данным, имеющимся до начала летных испытаний, зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки имела в диапазоне средних углов положительную производную (линия MZM на рисунке 1), что соответствует статической неустойчивости объекта. Из рисунка видно, что идентификация по полетным данным не подтвердила эту гипотезу, что позволило скорректировать параметры обратных связей в законе управления.

Другой существенной особенностью стало выявление характерного «выполаживания» зависимости коэффициента подъемной силы на больших для данного объекта углах атаки (рис. 2).

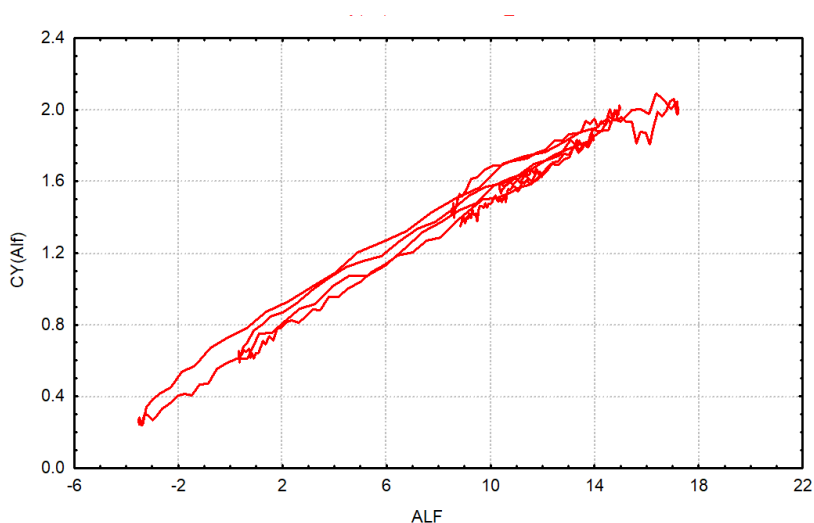


Рис. 2. Оценка идентификации нелинейной аэродинамической зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для одного полетного участка

Получение этой информации позволило оперативно скорректировать параметры закона управления в контуре демпфирования и установить их связь с изменением положения механизации крыла.

Для исключения возможных ошибок выполнялась проверка модели силы тяги и оценка момента тангажа, создаваемого двигателем. Для решения задачи идентификации тяги, которая относится к классу некорректных задач идентификации [1], в общем случае рекомендуется применять методику [5], хотя в ряде практических случаев допустимы и более простые решения.

В целом проведенные работы показали высокую результативность совместного применения идентификации модели и коррекции алгоритмов системы управления непосредственно в ходе летных испытаний, поскольку это позволяет оперативно решать возникающие при испытаниях проблемы. Фактически представленный в докладе подход является примером реализации концепции цифрового двойника, ключевым элементом которой является идентификация модели объекта по экспериментальным данным.

1. **Овчаренко В.Н.** Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. М.: Изд-во МАИ. 2017. 182 с.
2. **Корсун О.Н.** Методы параметрической идентификации технических систем Электронное учебное издание, учебное пособие по дисциплине «Идентификация испытательных и измерительных процессов». № госрегистрации: 0321100941 / М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2011.
3. **Корсун О.Н., Николаев С.В., Поплавский Б.К.** Алгоритмы проверки правильности полетных данных и оценивания нелинейностей при идентификации аэродинамических коэффициентов самолетов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Том 18. №4. С. 270-278.
4. **Корсун О.Н., Николаев С.В.** Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9 (147). С. 3-10.
5. **Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Стуловский А.В., Моунг Х.** Ом Идентификация тяги двигателя и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний со сглаживанием случайных погрешностей измерений // Изв. РАН. Теория системы управления. 2024. № 3. С. 69-84.

О.Н. Корсун, А.А. Честнов

ОБНАРУЖЕНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

*ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт
авиационных систем», г. Москва,
marmotto@rambler.ru, anton.tchestnov@yandex.ru.*

Обледенение несущих поверхностях летательного аппарата оказывает серьезное влияние на характеристики ЛА, влечет за собой резкое ухудшение обтекания воздушным потоком, а также увеличивает массу ЛА [1].

Для снижения вероятности угрозы безопасности полетов и повышения надежности функционирования бортовых систем управления предлагается использование методов идентификации. Идея предлагаемого способа заключается в оценивании степени обледенения во время полета

летательного аппарата с помощью регистрации изменения аэродинамических характеристик и последующей их оценке, выполняемому с использованием методов идентификации [2].

Для проведения исследования необходим набор исходных данных, включающих:

- параметры, характеризующие наличие и интенсивность обледенения;
- аэродинамические характеристики ЛА в чистом и обледеневшем состоянии;
- зависимость изменения аэродинамических коэффициентов от степени обледенения и параметров полёта;
- выбор метода параметрической идентификации для проведения оценки с учетом устойчивости идентификации в условиях шумов и неполноты данных при варьировании условий полета и конфигураций обледенения [3];
- формирование порядка расчета для реализации модели оценки наличия и степени обледенения. Последний пункт предполагает выполнение следующих работ:
 - создание трехмерной модели летательного аппарата и построение расчетной сетки [4];
 - расчет динамики обтекания воздушным потоком поверхности летательного аппарата на основе уравнений Навье-Стокса [5];
 - расчет динамики движения переохлажденных капель и их взаимодействия с поверхностью ЛА [6];
 - расчет образования и накопления льда на поверхности ЛА;
 - формирование математической модели в виде системы уравнений движения ЛА на основе дифференциальных уравнений первого или второго порядка;
 - формирование уравнений тестовых сигналов, моделирующих намеренные отклонения органов управления, необходимых для проявления динамики объекта исследования [7];
 - добавление к модели шумов для наибольшего соответствия натурному эксперименту, что позволяет адаптировать модель к условиям полетных испытаний, а также проверять устойчивость идентификации при разных уровнях помех [8].

Подача входных тестовых сигналов на органы управления летательного аппарата осуществляется автоматически с заранее определённой формой и минимальной амплитудой. Форма и амплитуда тестовых сигналов обусловлена стремлением обеспечить точность определения коэффициентов при малом влиянии осуществляемых маневров на траекторию летательного аппарата [9, 10].

В условиях реального полета выполняется оценка достаточной степени обледенения. Процесс осуществляется на основе результатов моделирования обледенения и идентификации аэродинамических коэффициентов в реальном времени. В результате сравнения смоделированных и полученных в полете аэродинамических характеристик, а также скорости их изменения, делается вывод о наличии и степени обледенения.

В докладе приводятся: методы, описание моделей, результаты работы и выводы.

1. **Тенишев Р. Х., Строганов Б. А., Савин В. С., Кординов В. К., Тесленко А.И., Леонтьев В.Н.** Противообледенительные системы летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1967, 320 с.
2. **Овчаренко В.Н.** Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. М.: Изд-во МАИ. 2017. 182 с.
3. **Корсун О.Н.** Методы параметрической идентификации технических систем. Электронное учебное издание, учебное пособие по дисциплине «Идентификация испытательных и измерительных процессов». № госрегистрации: 0321100941 / М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2011
4. **Молчанов А.М.** Построение сеток в задачах авиационной и космической техники : учеб. Пособие для студентов / А. М. Молчанов, М. А. Щербаков, Д. С. Янышев, М. Ю. Куприков, Л. В. Быков; МАИ – Москва, 2013. – 260 с., с ил.
5. Аэрогидромеханика: Учебник для студентов высших технических учебных заведений/ Е.Н. Бондарев, В.Т. Дубасов, Ю.А. Рыжов и др. – М.: Машиностроение, 1993. – 608 с: ил
6. **Зезин В.Г.** Механика жидкости и газа: учебное пособие / В.Г. Зезин. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2016. – 250с.
7. **Morelli, E.A.** (2021) Optimal Inout Design for Aircraft Stability and Control Flight Testing, Journal of Optimization Theory and Applications, Vol. 191, pp. 415-439.
8. **Korsun O.N., Om M.H.** Real time estimation of the wind speed components based on measurement data from satellite navigationand barometric measurements // RUDN Journal of Engineering Research. 2024. Т. 25. № 4. С. 427-440.
9. **R.V. Jategaonkar,** Flight vehicle system identification: a time domain methodology – USA, Reston: AIAA. 2006. 410 p.
10. **T. Yue, X. Wang, B. Wang, S. Tai, H. Liu, L. Wang, F. Jiang.** Design of ice-tolerance flight envelope protection control system for UAV based on LSTM neural network for detecting icing severity. MDPI Drones 2025, 9, 63. <https://doi.org/10.3390/drones9010063>.

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКОЙ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ

ПАО "МИЭА", г. Москва, inbox@aomiea.ru.

Синтез системы автоматического управления является основным инструментом аналитического построения контура стабилизации заданного параметра движения при обеспечении заданного качества переходного процесса. Решение задачи синтеза заключается в построении регулятора, обеспечивающего желаемое распределение корней замкнутой системы.

Рассматриваемая задача синтеза системы автоматического управления нормальной перегрузкой с определением распределения корней характеристического уравнения замкнутого контура, удовлетворяющего требованиям устойчивости и качества переходного процесса, является обратной задачей модального управления.

Исследование характеристических полиномов высокой размерности для замкнутого контура управления, включающих динамические параметры объекта, затрудняет поиск зависимости распределения корней от параметров управления контура. При выполнении синтеза астатического контура стабилизации вертикальной скорости полета методом обратной задачи модального управления [1] была определена связь коэффициента усиления прямого тракта от постоянной времени контура перегрузки и относительного коэффициента затухания. Эти параметры зависят от производных аэродинамических сил и моментов объекта управления с возможностью их коррекции при помощи автоматов устойчивости и управляемости [2]. Для решения этой задачи предлагается использовать методы идентификации аэродинамических характеристик [3] продольного движения самолета.

Основными элементами для системы управления в продольной плоскости являются искомые передаточные функции замкнутой системы изменения нормальной перегрузки и угловой скорости тангажа по отклонению руля высоты в виде звеньев второго порядка. В случае недостаточного демпфирования движения самолета по перегрузке возможно ввести дополнительную составляющую в коэффициент производной момента по угловой скорости тангажа от демпфера тангажа.

Синтез системы управления заданной перегрузкой предусматривает назначение желаемых постоянной времени и относительного коэффициента затухания контура обработки заданной перегрузки. Непосредствен-

ный учет аэродинамических свойств объекта управления в решении задачи формирования законов автоматического управления полетом самолета возможен путем применения методов идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения, основанный на применении методов Ньютона [4].

По результатам идентификации полученные оценки аэродинамических коэффициентов продольного движения используются для определения параметров регулятора контура по методу обратной задачи модального управления. Далее проводится математическое моделирование замкнутого контура по перегрузке на динамической модели тяжелого самолета с учетом динамики приводов. Для обеспечения безопасности движения введено ограничение по приращению перегрузки, предусмотренное в требованиях к системе автоматического управления.

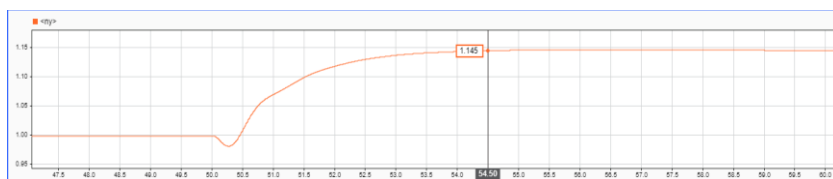


Рис 1. График отработки контура заданной перегрузки

При отработке ступенчатого сигнала перегрузки синтезированный контур обеспечивает управление с отсутствием перерегулирования при обеспечении заданных ограничений по перегрузке.

Все расчетные параметры настройки регулятора контура зависят от размерных коэффициентов, описывающих аэродинамические свойства объекта. Необходимо учитывать, что значения параметров настройки контура могут изменяться в зависимости от текущей массы и центровки самолета, высотно-скоростных характеристик движения, изменении геометрии крыла при выпуске закрылков, предкрылков. Таким образом требуется коррекция передаточных коэффициентов как функций параметров, влияющих на аэродинамические характеристики объекта управления. Такую коррекцию можно выполнять в виде линейных многомерных интерполяции значений коэффициентов по полученным результатами идентификации при разных условиях полета.

Таким образом разработан и предложен способ синтеза системы управления нормальной перегрузкой с учетом демпфирования по методу обратной задачи модального управления с применением идентификации аэродинамических параметров тяжелого самолета, которые используются в расчете параметров настройки синтезируемого контура. При указанном подходе обеспечиваются желаемые характеристики точности и быстродействия переходного процесса отработки заданной перегрузки с возможностью гибкой настройки контура в эксплуатационном диапазоне применения летательного аппарата.

1. **Куликов В. Е.** Решение обратной задачи модального управления при синтезе регулятора минимальной размерности для режима стабилизации вертикальной скорости полета самолета. Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. Москва, МИЭА, 2022, Вып. 38, с. 39-59.
2. **Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др.** Динамика полета; под ред. Г.С. Бюшгенса. Москва, Машиностроение, 2011, с. 694-700.
3. **Кулифеев Ю.Б.** Дискретно-непрерывный метод идентификации непрерывных систем, Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1981. № 5. с. 47-55.
4. **Корсун О. Н., Николаев С. В.** Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16. № 4. с. 269-276.

*А.В. Скрябин¹, Г.С. Вересников¹, С. Г. Баженов², В.А. Феденюк²,
Е.В. Ерофеев², А.Д. Тимофеева², А.И. Стеблинкин², Л.В. Халецкий²,
Г.А. Лазурин², О.В. Анимица², А.Ю. Воронин², Д.А. Петров¹*

МЕТОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ ДАННЫХ ДЛЯ РАННЕЙ ДИАГНОСТИКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ*

*¹Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской
академии наук, г. Москва,*

*²Центральный аэрогидродинамический институт
имени профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский,
skryabinalexey@gmail.com*

Введение

Современные и перспективные летательные аппараты (ЛА) характеризуются повышением степени электрификации бортовых систем и широким применением электромеханических систем для управления полетом. К электромеханическим системам ЛА относят агрегаты, реализующие следящий режим по скорости (напр. электродвигатель силовой

*Исследование выполнено частично за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 23-19-00464)

установки, механизм передвижения стабилизатора) или перемещение (напр. приводы механизации и первичных органов управления) выходного звена. Использование электромеханических систем требует их безопасной эксплуатации для чего предполагается оснащение летательного аппарата системой ранней диагностики неисправностей.

Традиционно бортовые системы и компоненты ЛА обслуживаются по наработанному ресурсу или сроку службы. Для повышения эффективности технического обслуживания применяют мониторинг состояния отдельных систем и компонентов ЛА, что позволяет определить системы и компоненты в которых имеются неисправности, выполнить реконфигурацию тракта управления в полете, и осуществить их замену или ремонт при наземном обслуживании. Внедрение технического обслуживания по состоянию позволит выявлять компоненты с неисправностями до наступления отказа или продлевать ресурс исправных компонентов, что повысит безопасность и снизит финансовые и временные затраты при эксплуатации.

Для мониторинга технического состояния сложных технических систем ЛА широко применяются методы сравнения сигналов отдельных систем и компонентов с пороговыми значениями или с эталонной математической моделью. Такие методы обеспечивают эффективное выявление систем и компонентов, в которых произошел отказ, для последующей реконфигурации отдельных трактов управления в ходе полета и последующего наземного технического обслуживания. Развитие методов искусственного интеллекта, позволяет создать алгоритм ранней диагностики, способный определить деградации отдельных характеристик и спрогнозировать отказные ситуации. Диагностика технического состояния с использованием методов искусственного интеллекта обеспечивает отнесение текущего ситуационного вектора к одному из классов, который связан с агрегированным техническим состоянием электромеханической системы. В частности, решение классификационной задачи возможно с применением нейронных сетей, а для решения задач поиска аномалий может использоваться метод опорных векторов для одного класса. В алгоритмах ранней диагностики могут использоваться и другие методы (напр. деревья решений, метод k -ближайших соседей и пр.), выбор которых должен осуществляться с учетом сформированных требований к эффективности их применения.

При пассивном сборе данных в полете отдельные типовые режимы функционирования могут связываться с режимами полета и в большой степени характеризуются механическими характеристиками (воспроизводимой скоростью под действием внешних факторов нагрузки и температуры). Активный режим сбора данных предполагает обработку элек-

тромеханической системой заданных последовательностей управляющих сигналов (без аэродинамической нагрузки, но с присоединенной рулевой поверхностью), которые позволяли бы оценить изменение статических и динамических характеристик, связанное с деградациями и действием внешних факторов.

На начальном этапе создания технологии ранней диагностики целесообразно оперировать данными, воспроизводимыми программно-математическими моделями электромеханических систем. Такой подход позволяет определить наиболее информативные диагностические сигналы и сценарии работы, а также отработать отдельные элементы технологии (напр. выбор моделей и методов анализа, планирование эксперимента и разработка системы хранения данных). В ходе предварительного моделирования также подтверждается значимость факторов внешнего воздействия и скрытых (не поддающихся измерению при нормальной эксплуатации) факторов деградаций. С использованием полученных данных (диагностических сигналов) выделяются информативные признаки, необходимые для достижения высокой эффективности разработанных методов и алгоритмов интеллектуального анализа данных, в частности обеспечивается высокая точность и скорость работы, упрощаются модели классификации и прогнозирования и сокращается объем данных, необходимых для построения моделей.

Среди экспериментальных данных, которые могут использоваться для разработки и исследования алгоритмов ранней диагностики, наиболее ценными являются результаты ресурсных испытаний, содержащие в себе информацию о характерных изменениях отдельных сигналов при функционировании электромеханической системы по заданному сценарию и прогрессирующей деградации. Для отработки технологий сбора и анализа диагностических данных были проведены ресурсные испытания с доведением до отказов четырех образцов электромеханических приводов рулевой поверхности. В результате сформирован большой объем экспериментальных данных, содержащий диагностические сигналы позиционной, электрической и механической природы, а также изображения тепловизионной камеры и запись виброакустических сигналов, эмиссия которых формируется при работе привода в различных «активных» и «пассивных» сценариях.

Заключение

Разработанные математические модели электромеханических систем обеспечили апробацию и создание эффективных алгоритмов классификации, прогнозирования и поиска аномалий, а данные, полученные

для четырех приводов, доведенных до отказа в ходе ресурсных испытания, позволяют адаптировать технологию ранней диагностики для последующего перехода к ее бортовому применению.

Разработанные и исследованные методы и средства сбора данных позволяют формировать структурированную базу данных, обеспечивающую компактное хранение информации о возможных технических состояниях электромеханических систем с учетом процессов деградаций, развитие которых приводит к отказам.

Полученные результаты предлагается использовать при создании прототипов бортовых систем сбора эксплуатационных данных электромеханических систем. Множество бортовых систем сбора данных, размещаемых на ЛА одного типа, предполагается объединить в диагностический комплекс, для последующего агрегирования и обобщения в центре обработки и данных по парку объектов и организацию сервисного обслуживания по состоянию летательных аппаратов.

М.С. Тяглик, Т.В. Воронка, И.И. Грешников

КОМПЕНСАЦИЯ ЗАПАЗДЫВАНИЯ В ТЕЛЕОПЕРАТОРНОМ УПРАВЛЕНИИ В РАЗЛИЧНЫХ ЗАДАЧАХ ПИЛОТИРОВАНИЯ

*Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва,
mihalych2505@yandex.ru*

Введение

В системах телеоператорного управления (ТОУ) временное запаздывание между командой оператора и реакцией беспилотного летательного аппарата (БПЛА) снижает точность и надежность выполнения задач, таких как посадка и сброс груза. Это особенно критично в условиях динамичного полета, где даже небольшая задержка может привести к значительному отклонению от целевой точки или даже к аварийной ситуации. В связи с этим в работе разработаны эффективные алгоритмы прогнозирующего управления, которые позволяют вводить оператору опережающие действия.

Постановка задачи

Экспериментальные исследования показали, что в случае наличия запаздывания в контуре управления оператор не способен обеспечить

требуемую точность пилотирования без применения специальных средств компенсации задержек в передаче сигнала.

В связи с этим в работе была поставлена задача разработки средств, позволяющих компенсировать запаздывание в тракте управления, для дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов.

Разработка средств компенсации

Для этих целей разработан алгоритм компенсации запаздывания, который обеспечивает устойчивое управление без возможности развития раскачки. Такой эффект достигается за счет трансформации динамики объекта управления (координаты, которой управляет оператор) при наличии запаздывания, обеспечивая характеристики динамики объекта управления, схожие с вариантом, когда запаздывание отсутствует.

Компенсация запаздывания осуществляется двумя способами:

1. Модификация законов движения указателей системы отображения информации;

2. Модификация сигнала на исполнительные органы БПЛА.

В каждом из них использовались дополнительные слагаемые к сигналам управления, формируемых с помощью интегро-дифференцирующих звеньев. Параметры таких звеньев выбираются из условий:

1. Дополнительные сигналы должны списываться при нулевом входном значении;

2. Динамика дополнительных сигналов приближенно описывала динамику изменения реальных процессов без запаздывания;

3. Значения параметров законов управляющих дополнительных сигналов должны обеспечить компенсацию отрицательных слагаемых в коэффициентах полинома числителя передаточной функции объекта управления.

Формально алгоритм компенсации состоит из следующих этапов:

На первом этапе производится модификация сигналов управления, передаваемых на борт летательного аппарата, а затем модифицированный сигнал управления используется для корректировки сигналов, осуществляющих перемещение указателей на системе отображения полетной информации.

Заключение

Решение задачи производилось с помощью математического моделирования и экспериментальных исследований на пилотажных стендах МАИ и ГосНИИАС. Показано, что совместное использование двух предложенных методов компенсации запаздывания позволяют улучшить в 2 раза точность отслеживания заданной траектории снижения, а также

обеспечить вывод летательного аппарата из снижения без существенного перерегулирования и в пределах допустимых значений нормальной перегрузки.

1. **Ефремов А.В. и др.** Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 343 с.
2. **Ефремов А.В.** Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения лётчика. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 196с.
3. **Пономаренко В.А., Лапа В.В., Лемещенко Н.А.** Человеческий фактор и безопасность посадки. Военное издательство, 1993.
4. **Ефремов А.В., Тяглик М.С., Иргалеев И.Х., Гобатенко С.А.** «Синтез прогнозной индикации для нового поколения дисплеев высокоавтоматизированных самолетов» - Изв. Вузов. Авиационная техника №2, 2017
5. **Sachs G.** «Perspective Predictor. Flight-Path Display with Minimum Pilot Compensation» - Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2000. Vol. 23. №3. pp 420–429.

РАЗДЕЛ 3

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ В КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

3-1. Методы управления и контроля в космических системах

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ РАЗВОРОТОВ НА ПЕРСПЕКТИВНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

*ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва», г. Королев, anton.sumarokov@rscf.ru*

Для функционирующей в настоящее время пилотируемой орбитальной станции (ПОС) накоплен достаточно большой опыт проведения пространственных разворотов крупногабаритных космических конструкций по траекториям, оптимизирующим расход топлива. Как правило, такие развороты практически применяются при формировании ее ориентации для стыковок и расстыковок кораблей осуществляющих ротацию экипажей и снабжение станции различными ресурсами. Такой режим оптимальных разворотов был разработан и введен в практику методом отслеживания заданной оптимальной траектории, рассчитанной заранее на Земле [1-3]. Данный метод показал высокую эффективность [4].

В связи с этим, при разработке перспективных орбитальных станций, также исследуются возможности использования таких разворотов для минимизации расхода топлива на динамические операции. Такие развороты, по аналогии с оптимальными разворотами ПОС, далее именуется ОРМ (Optimal Propellant Maneuver). В данной работе представлены результаты прогнозирования ОРМ для двух стадий развёртывания многомодульной станции: первого модуля станции в автономном полёте и полной сборки станции после прибытия всех модулей. Для осуществления этих разворотов используются ракетные двигатели: для первого варианта используются 18 двигателей первого модуля, для второго варианта — порядка 200 двигателей всех модулей станции и состыкованных к ним кораблей.

Предполагается также, что в состав исполнительных органов станции будут входить также и силовые гиродины [5]. В данной работе считалось, что во время выполнения оптимальных разворотов перспективной станции кинетический момент системы силовых гиродинов остаётся неизменным относительно инерциальной системы координат J2000 и не влияет на ее угловое движение как твёрдого тела. Задача синтеза управления решалась для движения твёрдого тела.

В работе исследовались развороты нескольких типов:

- из начальной равновесной ориентации [6] (Torque Equilibrium Attitude) в равновесную ориентацию развернутую на 180 вокруг вектора

местной вертикали;

- обратный разворот;
- разворот, эквивалентный двум последовательным разворотам: 1) из начальной равновесной ориентации (Torque Equilibrium Attitude) в равновесную ориентацию развернутую на 180 вокруг вектора местной вертикали и 2) из получившегося положения вокруг перпендикуляра к плоскости орбиты на ~ 90 градусов;
- обратный разворот.

Синтез оптимального управления и оптимальных траекторий разворотов ОРМ выполнен с использованием коммерческого ПО Digital Optimal Orbital Maneuver, созданного фирмой ООО ДАТАДВАНС, г. Москва [3]. Предполагалось что используется поканальное управление управления, аналогичное используемому на Служебном модуле «Звезда» Международной космической станции, поэтому исходные матрицы управляемости рассчитывались для фиксированных наборов ракетных двигателей станции, жёстко выбранных для шести каналов управления ориентацией. Были рассчитаны как оптимальные циклограммы работы ракетных двигателей, так и оптимальные траектории углового движения. Отобранные оптимальные траектории далее были верифицированы путем математического моделирования.

Верификация траекторий проводилась на наземном стенде отработки бортового программного обеспечения. Моделировалось управляемое угловое движение перспективной станции в режиме отслеживания заданной траектории с использованием прототипов бортовых алгоритмов системы управления движением и навигации. На каждом шаге моделирования решалась задача оптимального выбора конфигурации двигателей длительностей их включения [7-8], что в корне отличается от метода поканального управления.

Результаты моделирования были сопоставлены с аналогичными параметрами разворотов, выполненных традиционным методом не оптимального конечного поворота вокруг оси Эйлера. Также проведено сравнение параметров с ОРМ, выполненных при помощи поканального управления.

Результаты сравнения показали, что даже для приблизительной, с точки зрения реальной работы контура управления движением, постановки задачи синтеза оптимальных траекторий ОРМ, развороты станции на большие углы по оптимальным траекториям дают значительную экономию топлива (затраты топлива в несколько раз меньше) и ресурсов объединенной двигательной установки по сравнению с аналогичными разворотами, выполненными традиционным, не оптимальным способом [7-8].

1. **Атрошенко С.Н., Платонов В.Н., Губарев Ф.В., Саратов А.А.** Оптимальный по расходу топлива алгоритм разворота МКС с помощью реактивных двигателей с учетом ограничений по нагрузкам на конструкцию // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 4. С. 118-138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-4-118-138.
2. **Прутько А.А., Атрошенко С.Н., Богачев А.В., Старченко А.Е.** Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2019. № 4(27). С. 121-133. EDN: TUPOQN.
3. **A.A. Prut'ko, S.N. Atroshenkov**, Optimal control of large space construction maneuvers // 2018 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405933.: TUPOQN
4. **Прутько А.А., Атрошенко С.Н.** Результаты проведения оптимальных расходу топлива разворотов МКС в рамках КЭ «МКС-Разворот» // Тезисы докладов XXII научно-технической конференции учёных и специалистов. Королёв: ПАО «РКК «Энергия», 2021. С. 200-203. Режим доступа: <https://www.energia.ru/ru/news/news-2021/docs/XXn-2021.pdf> (дата обращения 20.05.2024).
5. **Платонов В.Н., Сумароков А.В.** Управление космическим аппаратом с помощью двухстепенных гироскопов при их раскрутке и торможении // Изв. РАН. ТиСУ. 2020. №2. С. 156-167
6. **Богданов К.А., Зыков А.В., Субботин А.В. и др.** Применение обобщенных полиномов Баттерворта для стабилизации положения равновесия космической станции // Изв. РАН. ТиСУ. 2020. №3. С. 148-163.
7. **Сумароков А.В.** Управление движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью двигательной установки // Изв. РАН. ТиСУ. 2023. №3. С. 141-155.
8. **Сумароков А.В.** Об управлении движением перспективного транспортного космического корабля с помощью ракетных двигателей // Изв. РАН. ТиСУ. 2024. №2. С. 154-168.

Д.М. Аюкаева, М.Ю. Беляев, Т.В. Матвеева, А.Р. Султанов

РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ С ПОМОЩЬЮ ТРАНСПОРТНЫХ ГРУЗОВЫХ КОРАБЛЕЙ

*ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев,
diana.ayukaeva@rsce.ru, mikhail.belyaev@rsce.ru,
tatiana.v.matveeva@rsce.ru, artem.sultanov@rsce.ru*

На орбитальных станциях (ОС) традиционно выполняются исследования и эксперименты в различных направлениях: астрономия, изучение Земли, микрогравитация и т.д. [1]. Полеты пилотируемых ОС происходят на орбитах около 400 км – орбиты большей высоты ограничены наличием радиационных поясов Земли, а использование низких орбит затруднено из-за торможения ОС атмосферой Земли. Вместе с тем, для многих экспериментов весьма привлекательно выведение исследовательской аппаратуры на более высокие или более низкие орбиты. На МКС, например, в рамках космического эксперимента (КЭ) «Ураган» с научной аппаратурой (НА) «Икарус», изготовленной в рамках Соглашения между ГК «Роскосмос» и DLR, были получены уникальные научные результаты по изучению миграций животных [2]. Эксперименты в этом направлении продолжаются на МКС и будут продолжены на новой российской станции РОС. Для контроля перемещения подвижных объектов, включающих животных, на них устанавливаются датчики (теги) массой ~ 5 г, а на ОС размещаются приемные и управляющая антенны и управляющий компьютер. Необходимая эффективность (надежность, частота и т.д.) контроля перемещения объектов достигается наличием нескольких космических аппаратов (КА) на орбитах. При этом автоматические КА, не обладающие возможностью дозаправки топливом в полете, должны функционировать на более высоких орбитах, чем ОС. Наличие транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс», обеспечивающих длительный полет МКС и планируемых к использованию для РОС, позволяет эффективно решать задачу выведения таких КА на рабочие орбиты [3]. С этой целью на Земле в ТГК размещаются КА для контроля перемещения движущихся объектов, панели солнечных батарей (СБ) этого КА и антенны. На внешней поверхности ТГК организуются необходимые интерфейсы для установки на нем КА, его СБ и антенны. ТГК «Прогресс» выводится на орбиту и стыкуется с ОС. Операция монтажа КА, СБ и антенн выполняется космонавтами во время выхода в открытый космос после выполнения грузовым кораблем его основных

функций по доставке грузов и топлива на станцию. Далее выполняются все необходимые тесты по проверке функционирования КА, размещенного на внешней поверхности ТГК «Прогресс» [4]. После проведения тестов ТГК отстыковывается от ОС и выводит КА на рабочую орбиту 500 – 700 км. Предложенная технология позволяет экономно и надежно создать систему контроля перемещения движущихся объектов, в состав которой входят ОС и несколько КА. В рамках данной технологии отрабатываются также элементы будущих полетов к планетам солнечной системы с околоземных орбит.

ТГК «Прогресс» позволяет также выполнять многие эксперименты на орбитах ОС при необходимости обеспечения низкого уровня микрогравитации или в случае возникновения опасности для экипажа в процессе проведения исследований. В подобных случаях НА монтируется экипажем в составе ТГК после выполнения им своих основных функций. ТГК «Прогресс» отстыковывается от станции и продолжает полет в автономном режиме. В рамках КЭ «Изгиб» на МКС отработана надежная технология обеспечения низкого уровня микроускорений ($10^{-6}g$) в автономном полете ТГК «Прогресс» [5], [6]. Данная технология позволяет также обеспечивать при необходимости заданный калиброванный уровень микроускорений на ТГК «Прогресс». После выполнения экспериментов в области микрогравитации на ТГК «Прогресс» от стыкуется с ОС и экипаж возвращает на борт станции НА и результаты КЭ. ТГК может повторно использоваться для проведения экспериментов, или быть затоплен в океане после отстыковки от станции.

Использование ТГК «Прогресс» после выполнения им своих основных функций на ОС позволяет выполнять уникальные эксперименты и на низких околоземных орбитах. Одно из направлений использования ТГК связано с изучением верхних слоев атмосферы на высотах 100 – 140 км, где полет КА не возможен (проект «Космический трал» КЭ «Изгиб») [7], [8]. Для реализации такого исследования после отстыковки от ОС ТГК «Прогресс» переводится на высоту ~ 210 км и от него на тросе выпускается капсула с научной аппаратурой. Развертывание троса является управляемым. Для быстрого и безопасного развертывания, трос будет вытягиваться под действием силы тяги, создаваемой струей сжатого воздуха. Сила тяги направлена в сторону Земли. Стабилизация капсулы может быть осуществлена с помощью маховиков или аэродинамических стабилизаторов. Трос имеет длину 50 – 100 км и изготавливается из кевлара с оптоволоком, что позволяет передавать информацию от НА на станцию. Реализация такого исследования позволяет впервые комплексно провести контактные измерения верхних слоев атмосферы на высотах 100 – 150 км.

В полете ТГК на низких высотах возможна также отработка электрореактивных двигателей, использующих в качестве топлива для поддержания орбиты КА верхние слои атмосферы.

Таким образом, транспортные грузовые корабли, после выполнения ими своих основных функций, позволяют значительно расширить возможности проведения исследований ОС.

1. **Беляев М.Ю.** Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях // М.: Машиностроение, 1984. С. 264.
2. **Беляев М.Ю., Волков О.Н., Соломина О.Н., Тертицкий Г.М.** Исследование миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарус» в космическом эксперименте «Ураган» в РС МКС // Гиропскопия и навигация. Том 30. №3 (118), 2022. С. 3-19.
3. **Matveeva T.V., Belyaev M. Yu., Tsvetkov V.V.** Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight // Acta Astronautica 94 (2014), 139-144.
4. **Артемьев О.Г., Прокопьев С.В., Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Долганов Е.В., Киреевичев С.С., Князев А.И., Корнеев А.П.** Технология монтажа крупногабаритной аппаратуры на внешней поверхности российского сегмента МКС на примере аппаратуры «Икарус» // Пилотируемые полеты в космос. 2019. № 2 (31). С. 34-43.
5. **Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В., Цветков В.В.** Способ одноосной ориентации космического аппарата вытянутой формы. Патент на изобретение № 2457159 № заявки 2010136341 от 30.08.2010г.
6. **Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В.** Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полете грузового корабля «Прогресс М-20М» // Журнал «Космическая техника и технологии», № 3, 2014, с.22-32.
7. **Беляев М.Ю., Матвеева Т.В.** Способ определения тензора инерции космического аппарата в полете. Патент на изобретение RU 2587764 C2, 20.06.2016. Заявка № 2014129427/11 от 18.07.2014.
8. **Беляев М.Ю.** Способ зондирования верхней атмосферы. Патент на изобретение RU 2655645 C1, 29.05.2018. Заявка № 2016148759 от 12.12.2016.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА УСРЕДНЕНИЯ К ИССЛЕДОВАНИЮ ДВИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИ СТАБИЛИЗИРОВАННЫХ НАНОСПУТНИКОВ СТАНДАРТА КУБСАТ*

*Самарский университет им. Королева, г. Самара,
L4454@yandex.ru*

Введение

Большинство наноспутников (НС) для проведения научных и технологических экспериментов в космосе запускается на низкие околоземные орбиты, где возможно эффективно использовать пассивную стабилизацию наноспутника по вектору скорости движения центра масс с помощью аэродинамического момента [1,2]. Следует отметить, что угловое ускорение наноспутника, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у спутника с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объёмной плотности) [3]. Это расширяет диапазон высот, на которых аэродинамический момент, действующий на НС, является значимым и его можно использовать для пассивной аэродинамической стабилизации.

Применению усреднённых уравнений для определения параметров движения космических аппаратов посвящено большое количество работ отечественных и зарубежных авторов. Отметим наиболее близкие работы. В [4] разработан ускоренный метод расчёта траекторий снижения в атмосфере осесимметричных космических аппаратов с малой асимметрией. В [5] построены усреднённые уравнения возмущённого движения осесимметричного космического аппарата с полигармонической зависимостью восстанавливающего момента от угла атаки в интегро-дифференциальной форме без введения ограничений, накладываемых на характер движения. В работах [6,7] исследуют резонансные режимы движения при неуправляемом спуске осесимметричных космических аппаратов в атмосфере Земли и Марса.

В данной работе рассматривается угловое движение НС стандарта кубсат для резонансного и нерезонансного случаев движения. С использованием метода В.М. Волосова [8] выполнена процедура усреднения и получены усреднённые уравнения, описывающие

*Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.

возмущённое движение аэродинамически стабилизированного наноспутника стандарта кубсат на большом интервале времени.

Математическая модель движения аэродинамически стабилизированного НС стандарта кубсат

Принято полагать, что на рассматриваемых высотах обтекание наноспутника является свободномолекулярным и удар молекул газа абсолютно неупругий. В этом случае аэродинамическая сила представляет собой силу сопротивления, которая определяется площадью проекции наноспутника на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока [9]. Аэродинамическое угловое ускорение в плоскости угла атаки с учётом смещения центра масс от продольной оси можно записать в виде [10]:

$$M_{\alpha}(\alpha, \varphi, H) = m_1(H) \cdot \tilde{S}(\alpha, \varphi) \cdot (\Delta x \sin \alpha - (\Delta y \sin \varphi + \Delta z \cos \varphi) \cos \alpha), \quad (1)$$

где $m_1(H) = -c_0 S_x q(H) / J_n$, c_0 – коэффициент, который может принимать значения от 2 до 3 в зависимости от физических свойств газа и поверхности НС, для проектных проработок принимается равным 2,2; S_x – характерная площадь НС, $q(H) = \rho(H)[V(H)]^2 / 2$ – скоростной напор; $\rho(H)$ – плотность атмосферы на данной высоте; $V(H) = \sqrt{\mu / (R_E + H)}$ – скорость полёта наноспутника; H – высота полёта; μ – гравитационный параметр Земли; R_E – радиус Земли; J_n – поперечный момент инерции,

α – пространственный угол атаки, φ – угол собственного вращения, $\tilde{S}(\alpha, \varphi) = |\cos \alpha| + k_s \sin \alpha (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)$ – площадь проекции наноспутника на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока, отнесённая к характерной площади наноспутника S_x ; k_s – отношение площади одной из боковых поверхностей к характерной площади; Δx – смещение центра масс относительно геометрического центра (центра давления) вдоль продольной оси; Δy , Δz – смещение центра масс от продольной оси ($\Delta y \ll \Delta x$, $\Delta z \ll \Delta x$).

Для проведения анализа углового движения НС выражение $|\sin \varphi| + |\cos \varphi|$ разложим в ряд Фурье [10]:

$$|\sin \varphi| + |\cos \varphi| \approx \frac{4}{\pi} - \frac{8}{15\pi} \cos 4\varphi. \quad (2)$$

Тогда можно представить выражение (1) в виде двух слагаемых, одному из которых в силу его малости припишем малый параметр ε :

$$M_{\alpha}(\alpha, \varphi, H) = M_{\alpha}(\alpha, H) + \varepsilon \Phi_{\alpha}(\alpha, \varphi, H) \quad (3)$$

$$\text{где } M_\alpha(\alpha, H) = m_0(H) \left(|\cos \alpha| + \frac{4}{\pi} k_s \sin \alpha \right) \sin \alpha, \quad (4)$$

$$\begin{aligned} m_0(H) &= m_1(H) \cdot \Delta x, \\ \varepsilon \Phi_\alpha(\alpha, \varphi, H) &= -\frac{8}{15\pi} m_0(H) k_s \sin^2 \alpha \cos 4\varphi - \\ &- m_1(H) (|\cos \alpha| + k_s \sin \alpha (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)) \cdot (\Delta y \sin \varphi + \Delta z \cos \varphi) \cos \alpha. \end{aligned} \quad (5)$$

С использованием подхода В.А. Ярошевского [6], учитывая представление аэродинамического углового ускорения в виде (3), угловое движение динамически симметричного НС на низких круговых орбитах относительно траекторной системы координат, пренебрегая орбитальной угловой скоростью, можно описать уравнениями в форме

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + F(\alpha, H) &= \varepsilon \Phi_\alpha(\alpha, \varphi, H), \\ \dot{\varphi} &= R/\bar{J}_x - (G - R \cos \alpha) \cos \alpha / \sin^2 \alpha = \Phi_\varphi(\alpha, H), \\ \dot{\psi} &= \frac{G - R \cos \alpha}{\sin^2 \alpha}, \\ \dot{H} &= -2\sigma_x(\alpha, \varphi) q(H) V(H) / g = \varepsilon \Phi_H(\alpha, \varphi, H), \\ \dot{R} &= m_1(H) (|\cos \alpha| + k_s \sin \alpha (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)) \cdot \\ &\cdot (\Delta y \sin \varphi + \Delta z \cos \varphi) \cos \alpha = \varepsilon \Phi_R(\alpha, \varphi, H), \\ F(\alpha, H) &= \frac{(G - R \cos \alpha)(R - G \cos \alpha)}{\sin^3 \alpha} - M_\alpha(\alpha, H). \end{aligned} \quad (6)$$

где $\bar{J}_x = J_x/J_n$; J_x – продольный момент инерции; $R = \bar{J}_x \omega_x = \text{const}$ и

$G = R \cos \alpha + (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \sin \alpha = \text{const}$ – проекции вектора кинетического момента на продольную ось НС и на направление скорости центра масс, отнесённые к поперечному моменту инерции, соответственно; $\sigma_x(\alpha, \varphi) = c_0 (|\cos \alpha| + k_s \sin \alpha (|\sin \varphi| + |\cos \varphi|)) S_x / m$ – баллистический коэффициент; m – масса наноспутника; $g = g_E (R_E / (R_E + H))^2$, g_E – ускорение свободного падения на поверхности Земли.

Рассмотрим два случая пространственного движения относительно центра масс аэродинамически стабилизированного НС. Первый – нерезонансный случай движения, второй – резонансный случай движения, когда выполняются соответствующие условия.

Нерезонансный случай движения аэродинамически стабилизированного НС

В нерезонансном случае аэродинамическое угловое ускорение (1) можно усреднить по углу собственного вращения и использовать для него формулу (4). Тогда система уравнений (6) примет упрощённый вид:

$$\begin{aligned}
\ddot{\alpha} + F(\alpha, H) &= 0, \\
\dot{H} &= -2\sigma_x(\alpha)q(H)V(H)/g = \varepsilon\Phi_H(\alpha, H), \\
F(\alpha, H) &= (G - R \cos \alpha)(R - G \cos \alpha)/\sin^3 \alpha \\
&\quad - M_\alpha(\alpha, H),
\end{aligned} \tag{7}$$

где $\sigma_x(\alpha) = c_0(|\cos(\alpha)| + k_s \frac{4}{\pi} \sin(\alpha))S_x/m$ – баллистический коэффициент для нерезонансного случая движения.

Согласно процедуре, описанной в [11] с использованием метода Волосова проведём усреднение для случая, когда общее решение уравнения невозмущённого движения неизвестно [8]. В результате получим следующую систему [12]:

$$\begin{aligned}
T &= 2 \int_x^{u_1} \frac{du}{\sqrt{2(1-u^2)(W(x)-W(u))}}, \\
\dot{x} &= -\frac{\varepsilon(1-x^2)^{\frac{1}{2}}}{F(x)} \left(\frac{2}{T} \int_x^{u_1} \frac{\partial W(u)}{\partial H} \frac{\Phi_H(u, H) du}{\sqrt{2(1-u^2)(W(x)-W(u))}} - \right. \\
&\quad \left. - \frac{\partial W(x)}{\partial H} \bar{\Phi}_H \right), \\
\dot{H} &= \frac{2}{T} \int_x^{u_1} \frac{\Phi_H(u, H) du}{\sqrt{2(1-u^2)(W(x)-W(u))}} = \bar{\Phi}_H.
\end{aligned} \tag{8}$$

Здесь $u = \cos \alpha$, $x = \cos \alpha_{\max}$, $u_1 = \cos \alpha_{\min}$, $W(u) = \frac{(R^2 + G^2 - 2RGu)}{2(1-u^2)} + m_0(H) \left(\frac{1}{2} \text{sign}(u) u^2(\alpha) + \frac{2k}{\pi} (u\sqrt{1-u^2} - \arccos u) \right)$,
 $\frac{\partial W(u)}{\partial H} = \frac{\partial m_0(H)}{\partial H} \cdot \left(\frac{1}{2} \text{sign}(u) u^2(\alpha) + \frac{2k}{\pi} (u\sqrt{1-u^2} - \arccos u) \right)$.

Данные усреднённые уравнения движения получены для нерезонансных участков траектории движения аэродинамически стабилизированного НС без введения дополнительных ограничений на параметры движения относительно центра масс. Они могут быть использованы для прогнозирования падения высоты орбиты с высокой точностью и минимальными затратами вычислительных мощностей.

Резонансный случай движения аэродинамически стабилизированного НС

Для проведения приближенного анализа углового движения НС в резонансном случае движения зависимость (4) с достаточной точностью можно аппроксимировать синусоидальной зависимостью по углу атаки

$$M_\alpha(\alpha, H) = m_0(H)m_{nk} \sin \alpha, \quad (9)$$

где $m_{nk} = \frac{4\pi+32k_s}{3\pi^2}$.

Для изучения резонансных режимов колебательной системы (6), в соответствии с процедурой, предложенной в [8], приведём систему к форме, в которой содержатся медленно изменяющиеся и быстрые переменные типа быстро вращающихся фаз. Заменяем первое уравнение системы (6) на два уравнения первого порядка для амплитуды α_{max} , которая является медленно меняющейся функцией и фазы $\tilde{y} = \tilde{\omega}(t - t_0) + \tilde{y}_0$. Множитель $\tilde{\omega}$ выберем так, чтобы общее решение системы (6) при невозмущённом движении ($\varepsilon = 0$) было 2π -периодической функцией $\tilde{y}$, $\tilde{y}_0$ – начальное значение фазы. В результате приходим к системе уравнений следующего вида [10]:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{max} &= \varepsilon \Phi_{\alpha_{max}}(\tilde{y}, \varphi, \alpha_{max}, z), \\ \dot{\tilde{y}} &= \tilde{\omega}(\alpha_{max}, z) + \varepsilon Y(\tilde{y}, \varphi, \alpha_{max}, z), \\ \dot{\varphi} &= \lambda(\alpha_{max}, H) + \varepsilon L(\tilde{y}, \alpha_{max}, z), \\ \dot{z} &= \varepsilon \Phi_z(\tilde{y}, \varphi, \alpha_{max}, z). \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь $z = \{H, R\}$ – вектор медленно меняющихся параметров, $\varepsilon \Phi_{\alpha_{max}}(\tilde{y}, \varphi, \alpha_{max}, z) = \frac{\varepsilon}{F(\alpha_{max}, z)} [\Phi_\alpha \text{sign}(\dot{\alpha})|\dot{\alpha}| - \left(\frac{\partial W(\alpha_{max}, z)}{\partial z} - \frac{\partial W(\alpha, z)}{\partial z} \right) \Phi_z]$, $\dot{\alpha} = \pm \sqrt{2[W(\alpha_{max}, z) - W(\alpha, z)]}$, $W(\alpha, z) = \int F(\alpha, z) d\alpha = \frac{(R^2 + G^2 - 2RG \cos \alpha)}{2 \sin^2 \alpha} + m_0(H)m_{nk} \cos \alpha$, $\varepsilon Y(\tilde{y}, \varphi, \alpha_{max}, z) = -\varepsilon 2\pi \text{sign}(\dot{\alpha}) \left[\left[\frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{T} \int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} \frac{d\alpha}{|\dot{\alpha}|} \right) \right] \Phi_z + \left[\frac{\partial}{\partial \alpha_{max}} \left(\frac{1}{T} \int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} \frac{d\alpha}{|\dot{\alpha}|} \right) \right] \Phi_{\alpha_{max}} \right]$; $T(\alpha_{max}, z) = 2 \int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} \frac{d\alpha}{|\dot{\alpha}|}$ – период колебаний; α_{max} , α_{min} – максимальное и минимальное значения угла атаки, $\varepsilon L(\tilde{y}, \alpha_{max}, H) = \Phi_\varphi(\tilde{y}, \alpha_{max}, z) - \lambda(\alpha_{max}, z)$.

При этом частота колебаний по пространственному углу атаки $\tilde{\omega}$ и средней частоты собственного вращения λ могут быть вычислены с различной степенью точности:

1. Для случая, когда решение уравнений невозмущённого движения неизвестно, они имеют вид

$$\tilde{\omega}_1 = \frac{2\pi}{T}, \quad \lambda_1 = \frac{2}{T} \int_{\alpha_{min}}^{\alpha_{max}} \left[\frac{R}{f_x} - \frac{(G-R \cos \alpha) \cos \alpha}{\sin^2 \alpha} \right] \frac{d\alpha}{\sqrt{2[W(\alpha_{max}, z) - W(\alpha, z)]}}.$$

2. Приближенные формулы, согласно [11], имеют вид

$$\tilde{\omega}_2 \approx 2\sqrt{\omega_a^2 + \frac{R^2}{4}}, \quad \lambda_2 \approx R \left(\frac{1}{f_x} - \frac{1}{2} \right) + \text{sign}(R - G) \sqrt{\omega_a^2 + \frac{R^2}{4}},$$

где $\omega_a = \sqrt{-m_0 m_{nk}}$.

С использованием приближенных формул для $\tilde{\omega}_2$ и λ_2 в работе [10] была получена формула для определения критических значений

продольной угловой скорости НС, при которых выполняются условия возникновения резонансного движения:

$$\omega_{xkr} = d \sqrt{\frac{\omega_a^2}{1 - \bar{J}_x + \frac{1}{4}(1 - d^2)\bar{J}_x^2}}, \quad (11)$$

где $d = 2k_{res} + 1 > 0$ в случае «прямой» прецессии;
 $d = 2k_{res} - 1 > 0$ случае «обратной» прецессии;
 k_{res} – коэффициент, стоящий в резонансных соотношениях частот перед $\tilde{\omega}$ ($k_{res} = \lambda/\tilde{\omega}$).

В таблице 1 приведены соотношения частот $\lambda = k_{res}\tilde{\omega}$, при которых возникают резонансы для случаев «прямой» ($G > R$) и «обратной» ($R > G$) прецессий.

Таблица 1

**Резонансные соотношения частоты колебаний
пространственного угла атаки и средней частоты собственного
вращения**

	Резонансы, обусловленные формой НС	Резонансы, обусловленные смещением центра масс от продольной оси НС
"Прямая" прецессия ($G > R$)	$\lambda = -\frac{1}{4}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{1}{4}\tilde{\omega},$ $\lambda = \frac{1}{2}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{3}{4}\tilde{\omega},$ $\lambda = 0$ – "лунный" резонанс	$\lambda = -\frac{2}{5}\tilde{\omega}, \lambda = -\frac{1}{3}\tilde{\omega},$ $\lambda = -\frac{1}{5}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{1}{5}\tilde{\omega},$ $\lambda = \frac{1}{3}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{2}{5}\tilde{\omega},$ $\lambda = \frac{3}{5}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{2}{3}\tilde{\omega},$ $\lambda = \tilde{\omega}, \lambda = 2\tilde{\omega}, \lambda = 3\tilde{\omega}$
"Обратная" прецессия ($R > G$)	$\lambda = \frac{3}{4}\tilde{\omega}$	$\lambda = \frac{3}{5}\tilde{\omega}, \lambda = \frac{2}{3}\tilde{\omega},$ $\lambda = \tilde{\omega}, \lambda = 2\tilde{\omega}, \lambda = 3\tilde{\omega}$

Результаты моделирования

В качестве примера рассмотрим SamSat-218D, который был создан в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королёва и предназначался для отработки технологии создания замкнутого контура управления его пространственной

ориентацией при наличии специально созданного большого запаса статической устойчивости [13]. Его основные характеристики:

$$m = 1,8 \text{ кг}; l = 0,328 \text{ м}; S = 0,01 \text{ м}^2; k_s = 3,28; c_0 = 2,2;$$

$$I_x = 0,004 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_y = I_z = I_n = 0,014 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

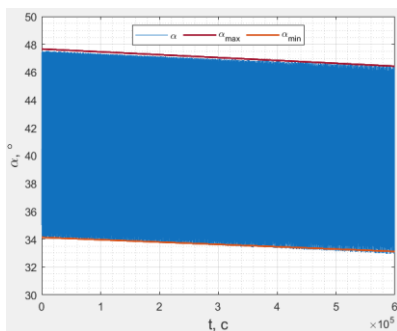
$$\Delta x = 0,05 \text{ м}; \Delta y = \Delta z = 0.$$

Моделирование с использованием усреднённой модели движения (8) и приближённой модели движения (6) для нерезонансного случая проводилось при следующих начальных условиях движения:

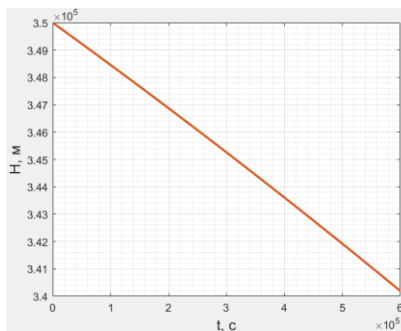
$$\alpha_0 = 35^\circ; \varphi_0 = 20^\circ; \psi_0 = 0; \omega_{x0} = 1,25^\circ/\text{с};$$

$$\omega_{y0} = 0,25^\circ/\text{с}; \omega_{z0} = 0,5^\circ/\text{с}; H = 350 \text{ км}.$$

В результате моделирования с использованием модели движения (6) прогнозировалось изменение пространственного угла атаки и высоты, а с использованием модели движения (8) – изменение максимального и минимального значения амплитуды колебаний пространственного угла атаки α_{max} и α_{min} . Результаты моделирования приведены на рисунке 1.



а) Изменение пространственного угла атаки



б) Изменение высоты

Рис. 1. Нерезонансный случай движения SamSat-218D

По рисунку 1а можно видеть, что амплитуды колебаний пространственного угла атаки α_{max} и α_{min} , полученные с использованием усреднённой модели движения (8), с высокой точностью отслеживают изменение пространственного угла атаки в нерезонансном случае движения. Рисунок 1б позволяет определить падение высоты орбиты. Таким образом, полученные зависимости позволяют с высокой точностью прогнозировать изменение амплитуды колебаний пространственного угла атаки и падение высоты орбиты на больших промежутках времени, требуя при этом минимальных вычислительных ресурсов.

Результаты моделирования с использованием системы (6) и первого уравнения системы (10) для резонансного случая движения при соотношении частот $\lambda = \frac{3}{4} \tilde{\omega}$ приведены на рисунке 2. Были рассмотрены следующие начальные условия движения:

$$\alpha_0 = 35^\circ; \varphi_0 = 20^\circ; \psi_0 = 0; \omega_{x0} = 1,5^\circ/\text{с}; \\ \omega_{y0} = 0,25^\circ/\text{с}; \omega_{z0} = 0,5^\circ/\text{с}; H = 350 \text{ км.}$$

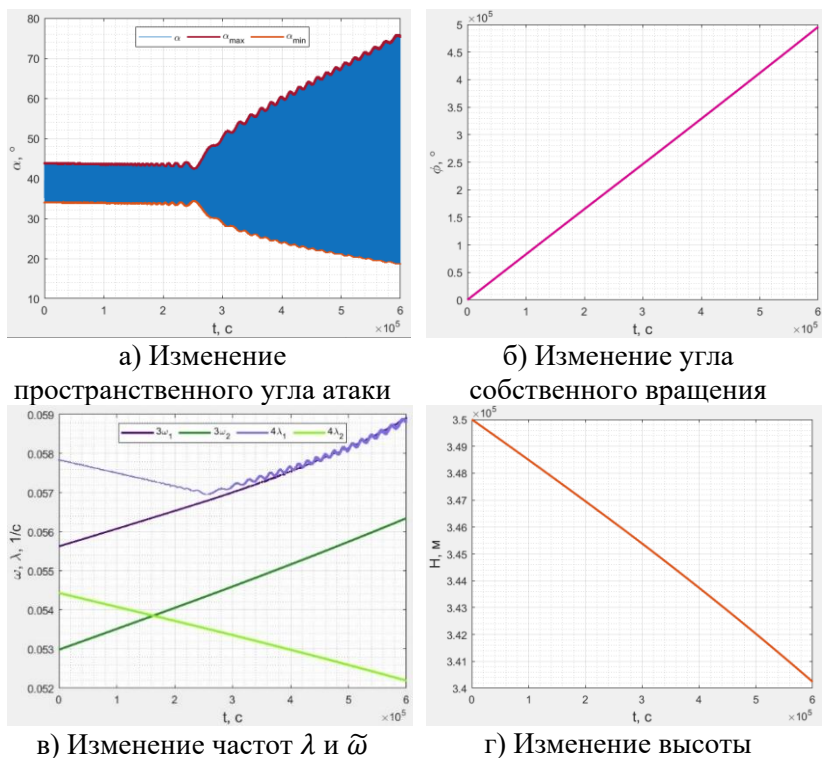


Рис. 2. Резонансный случай движения SamSat-218D

Из рисунка 2а можно видеть, что в момент времени $t = 2,5 \cdot 10^5$ с произошло резкое увеличение амплитуды колебаний пространственного угла атаки, что соответствует переходу в резонансный режим движения. Максимальное значение амплитуды, вычисленное с помощью первого уравнения системы (10), с высокой точностью описывает динамику изменения пространственного угла атаки.

На рисунке 2в изображены графики изменения средней частоты собственного вращения (λ) и частоты колебания пространственного угла атаки ($\tilde{\omega}$), вычисленные двумя способами. Для оценки возможности возникновения резонансного режима движения используются приближенные значения $\tilde{\omega}_2$ и λ_2 , которые показывают возможность возникновения резонансного режима движения в момент времени $t = 1,6 \cdot 10^5$ с, что приблизительно соответствует высоте 347600 м (рисунок 2г), тогда как сам резонанс произошёл на высоте приблизительно 346200 м. То есть приближенные формулы для $\tilde{\omega}_2$ и λ_2 дают некоторую погрешность по высоте.

Рисунок 2в также показывает, что частоты $\tilde{\omega}_1$ и λ_1 , вычисленные по точным формулам, позволяют отследить возникновение резонансного режима движения, а также определить его тип: «захват» в резонанс или «проход» через резонанс. Существует два вида резонансного движения: «проход» через резонанс, при котором резонансное соотношение выполняется кратковременно, и «захват» в резонанс, при котором резонансный режим существует в течение длительного промежутка времени. В данном случае можно наблюдать «захват» в резонанс: в момент времени, когда амплитуда пространственного угла атаки начала резко возрастать, средняя частота собственного вращения λ_1 начала колебаться около соответствующего значения частоты колебаний пространственного угла атаки $\frac{3}{4}\tilde{\omega}_1$. Также по рисунку можно заметить, что частоты $\tilde{\omega}_2$ и λ_2 не позволяют отследить резонанс и определить тип резонансного движения, однако с их помощью можно предсказать возможное появление резонанса.

Заключение

Таким образом, в работе приведены усреднённые уравнения для резонансного и нерезонансного случаев движения аэродинамически стабилизированного НС стандарта кубсат.

Полученные усреднённые уравнения движения для нерезонансного случая позволяют с высокой точностью прогнозировать падение высоты орбиты с минимальными затратами вычислительных мощностей, что позволяет провести оценку времени существования НС на орбите. Усреднённые уравнения движения для резонансного случая позволяют прогнозировать возможность возникновения резонансных режимов движения и оценивать максимальную амплитуду колебаний по углу атаки.

Также в работе была проведена оценка применения различных формул для расчёта средней частоты собственного вращения и частоты

колебаний по пространственному углу атаки. Полученные в работе результаты в дальнейшем позволят провести более глубокое исследование «захвата» в резонанс и «прохода» через резонанс, а также проанализировать устойчивость резонансных режимов движения.

Рассмотренные в работе модели могут быть полезны разработчикам аэродинамически стабилизированных НС.

1. **Chesi, S., Gong, Q., Romano, M.** Aerodynamic three-axis attitude stabilization of a spacecraft by center-of-mass shifting // *J. Guid. Control. Dyn.* 2017. Vol. 40, № 7. P. 1613–1626.
2. **Psiaki, M.L.** Nanosatellite attitude stabilization using passive aerodynamics and active magnetic torquing // *J. Guid. Control. Dyn.* American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2004. Vol. 27, № 3. P. 347–355.
3. **Belokonov, I.V., Timbai, I.A., Nikolaev, P.N.** Analysis and Synthesis of Motion of Aerodynamically Stabilized Nanosatellites of the CubeSat Design // *Gyroscopy Navig.* Pleiades Publishing, 2018. Vol. 9, № 4. P. 287–300.
4. **Belokonov, V.M., Belokonov, I.V., Zabolotnov, Y.M.** Accelerated calculation of the descent trajectory in the atmosphere unguided spacecraft taking into account their motion relative to the center of mass // *Cosm. Res. (English Transl. Kosm. Issled.* 1983. Vol. 21, № 4. P. 415–423.
5. **Aslanov, V.S., Timbai, I.A., Boiko, V.V.** Three-dimensional oscillations of an axisymmetric vehicle at arbitrary angles of attack in planetary atmospheric entry // *Cosm. Res. (English Transl. Kosm. Issled.* 1981. Vol. 19, № 5. P. 460–465.
6. **Ярошевский, В.А.** Движение неуправляемого тела в атмосфере. Машиностро. Москва, 1978. 168 с.
7. **Aslanov, V.S.** Determination of the amplitude of three-dimensional oscillations of a ballistic vehicle with a small asymmetry during atmospheric entry // *Cosm. Res.* 1980. Vol. 18, № 2. P. 141–146.
8. **Волосов, В.М., Моргунов, Б.И.** Метод осреднения в теории нелинейных колебательных систем. МГУ. Москва, 1971. 508 с.
9. **Белецкий, В.В.** Движение искусственного спутника относительно центра масс. Наука. Москва, 1965. 416 с.
10. **Барина, Е.В., Белоконов, И.В., Тимбай, И.А.** Предотвращение возможности возникновения резонансных режимов движения для

низковысотных спутников класса CubeSat // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29, № 4. с. 1–19.

11. **Aslanov, V.S., Boiko, V.V.** Nonlinear resonant motion of an asymmetrical spacecraft in the atmosphere // *Cosm. Res.* 1985. Vol. 23, № 3. P. 341–347.
12. **Barinova, E.V., Belokonov, I.V., Timbai, I.A.** Predicting the Decrease in the Orbit Altitude of a CubeSat Nanosatellite, Considering Its Motion Relative to the Center of Mass // 30th Anniv. Saint Petersburg. Int. Conf. Integr. Navig. Syst. ICINS 2023. 2023.
13. **Kirillin, A. et al.** SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration // *Procedia Engineering*. Elsevier Ltd, 2015. Vol. 104. P. 97–106.

И.В. Белоконов, Н.А. Елисов, И.А. Ломака, С.В. Шафран

ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ: ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МИССИИ САМСАТ-ИОНОСФЕРА*

*Самарский университет им. Королева, г. Самара,
belokonov.iv@ssau.ru*

Введение

В настоящее время малоразмерные космические аппараты (МКА) микро- и, в особенности, нанокласса приобрели широкую популярность [1]. Это обусловлено небольшими финансовыми и временными затратами при их создании, по сравнению с «большими» космическими аппаратами. При этом, МКА позволяют проводить летно-космические испытания как отдельных систем, так и новых технических решений, прежде чем применять их в дорогостоящих космических миссиях.

МКА СамСат-Ионосфера (рисунок 1), выполненный в формате 3U CubeSat массой 3,6 кг, был выведен на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км попутным запуском 5 ноября 2024 года. Целями миссии МКА СамСат-Ионосфера являются получение данных о концентрации электронной плазмы и магнитном поле Земли. МКА построен на платформе собственной разработки.

*Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.

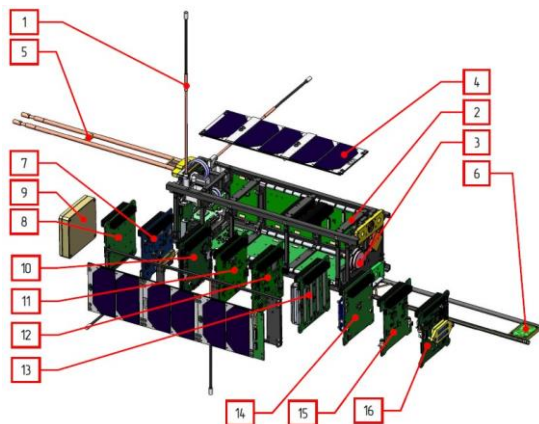


Рис. 1. Состав МКА СамСат-Ионосфера

На рисунке 1, введены следующие обозначения: 1 – антенна диапазона 433 МГц; 2 – силовой каркас МКА; 3 – навигационная антенна; 4 – панели ФЭП; 5 – резонатор датчика параметров плазмы; 6 – выносной магнитометр научного назначения на штанге ; 7 – плата приемопередатчика; 8 – плата электромагнитной катушки управления по оси X; 9 – блок обработки сигнала датчика параметров плазмы; 10 – плата бортового компьютера; 11 – плата системы электропитания; 12 – плата контроллера ФЭП; 13 – плата аккумуляторных батарей; 14 – плата навигационного приемника BackEnd; 15 – плата навигационного приемника FrontEnd; 16 – плата контроллера коммутации антенн и контроллера замковых устройств.

На начальном этапе полета МКА отработывалась технология восстановления углового движения [2-5] для привязки научных данных к текущей ориентации МКА.

Постановка задачи

Требовалось провести восстановление углового движения МКА, состоящее в нахождении оценки следующего вектора состояния:

$$\mathbf{b} = (\mathbf{q}_0, \boldsymbol{\omega}_0, \mathbf{m}, \mathbf{d}_a, K_a, \mathbf{P}) \quad (1)$$

где $\mathbf{q}_0$ – начальный кватернион ориентации, $\boldsymbol{\omega}_0$ – начальная угловая скорость, $\mathbf{m}$ – вектор собственного дипольного момента, $\mathbf{d}_a$ – вектор плеча аэродинамического момента, K_a – коэффициент поправки плотности атмосферы, $\mathbf{P}$ – вектор коэффициентов демпфирующего

момента, связанного с эффектом перемагничивания элементов конструкции МКА. Постобработка производилась по накопленной выборке магнитометрических измерений.

Для обработки выборки измерений использовались следующие динамические уравнения:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{гр} + \mathbf{M}_m + \mathbf{M}_d. \quad (2)$$

где $\mathbf{I}$ – тензор инерции; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости; $\mathbf{M}_a$, $\mathbf{M}_{гр}$, $\mathbf{M}_m$, $\mathbf{M}_d$ – аэродинамический, гравитационный, собственный магнитный и демпфирующий моменты, соответственно, которые рассчитываются по соотношениям:

$$\mathbf{M}_{гр} = 3|\boldsymbol{\omega}_{орб}|^2(\boldsymbol{\eta} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\eta}), \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_a = \mathbf{d}_a \times (-0,5K_a\rho|\mathbf{V}|\mathbf{V}S_{xa}), \quad (4)$$

$$\mathbf{M}_m = \mathbf{m} \times \mathbf{B}, \quad (5)$$

$$\mathbf{M}_d = \mathbf{P}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}, \quad (6)$$

где $\boldsymbol{\omega}_{орб}$ – орбитальная угловая скорость, $\boldsymbol{\eta}$ – вектор местной вертикали; ρ – плотность атмосферы, соответствующая модели NRLMSISE-00; $\mathbf{V}$ – вектор скорости МКА; S – площадь миделя; S_{xa} – коэффициент лобового

сопротивления; $\mathbf{B}$ – вектор магнитной напряженности Земли в связанной системе координат (ССК). Кинематические уравнения, применяемые в обработке, имеют следующий вид:

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\mathbf{q}}_v \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} (-\boldsymbol{\omega}^T - \boldsymbol{\omega}_{орб}^T)\mathbf{q}_v \\ q_0(-\boldsymbol{\omega}^T - \boldsymbol{\omega}_{орб}^T) - (-\boldsymbol{\omega}^T - \boldsymbol{\omega}_{орб}^T) \times \mathbf{q}_v \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Модель магнитометрических измерений

$$\mathbf{B}_{изм}(\mathbf{b}) = \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{B}_{орб},$$

где $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ – матрица поворота из орбитальной системы координат в связанную, $\mathbf{B}_{орб}$ – вектор магнитного поля, вычисленный по модели IGRF14.

Оценка вектора $\mathbf{b}$ находится в результате минимизации следующей целевой функции:

$$F(\mathbf{b}) = \sum_{i=1}^N (1 - \cos \delta_i) \rightarrow \min, \quad (8)$$

где δ_i – угол между измеренным и модельным вектором магнитной напряженности.

Результаты восстановления движения

Было произведено восстановление углового движения МКА по данным измерений за 4 января 2025 года с 18:50 по 23:26 UTC. Иллюстрация соответствия между измерениями и моделью представлена на рисунке 2.

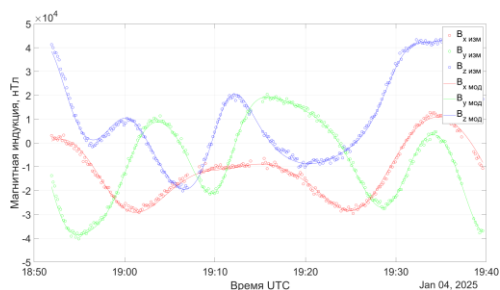


Рис. 2. Сравнение измеренного и модельного значений индукции магнитного поля на начальном отрезке интервала реконструкции

Как видно из рисунка 2 выбранная модель адекватно описывает динамику вращения МКА на отрезках времени порядка одного часа.

На рисунке 3 приведены зависимости оцененных моментов внешних сил от времени.

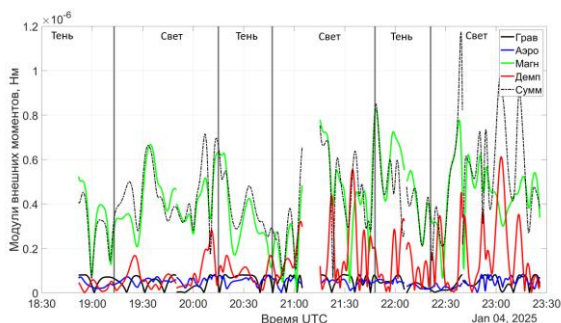


Рис. 3. Оцененные моменты внешних сил

Согласно рисунку 3, видно резкое возрастание величины демпфирующего момента, что соответствует функционированию МКА при полностью заряженных аккумуляторных батареях. Возникновение демпфирующего момента может быть связано с перераспределением токов внутри МКА при полной зарядке аккумуляторных батарей. Также видно, что магнитный момент является доминирующим в угловом движении МКА. Наличие данного момента не позволяет перейти МКА в устойчивое положение равновесия с использованием типовых алгоритмов управления.

Заключение

Отработаны технологии восстановления углового движения МКА по накопленной выборке магнитометрических измерений. Выявлено существенное влияние магнитного момента на угловое движение МКА, что согласуется с работами [6, 7]. Выявлено наличие демпфирующего момента и сформулированы возможные причины его появления. Результаты проведенной работы подтверждают важность проведения дополнительных наземных испытаний МКА по оценке магнитного момента, а также разработки алгоритмов его учета в контуре системе управления движением МКА.

1. **Bouwmeester, J.** Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology / J. Bouwmeester, J. Guo // *Acta Astronautica*. – 2010. – vol. 67. – Pp. 854–862.
2. **Белоконов И.В.** Послеполетное восстановление вращательного движения малого космического аппарата по информации солнечного датчика / И.В. Белоконов, И.А. Ломака // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. — 2023. — № 2. — С. 73-84
3. **Белоконов И.В.** К вопросу идентификации проектных параметров наноспутника / И.В. Белоконов, И.А. Ломака // *Космическая техника и технологии*. — 2022. — № 3 (38). — С. 37-52
4. **Белоконов И.В.** Методика параметрической идентификации модели углового движения наноспутника / И.В. Белоконов, И.А. Ломака // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2020. — № 6 (117). — С. 134-145
5. **Белоконов И.В.** Восстановление углового движения космического аппарата по данным о токосъеме с панелей солнечных батарей / И.В. Белоконов и др. // *Известия РАН. Теория и системы управления*. — 2019. — № 2. — С. 133-144
6. **Inamori, T.** Magnetic dipole moment estimation and compensation for an accurate attitude control in nano-satellite missions / T. Inamory, N. Sako, S. Nakasuka // *Acta Astronautica*. – 2011. – vol. 68. Pp. 2038-2046.
7. **Inamori, T.** Compensation of time-variable magnetic moments for a precise attitude control in nano- and micro-satellite missions / T. Inamory, N. Sako, S. Nakasuka // *Advances in Space Research*. – 2011. – vol. 48. – №3. – Pp. 432-440.

**О ПЕРЕХВАТЕ МНОЖЕСТВА АСТЕРОИДОВ ГРУППОЙ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В РАМКАХ
12-Х СОРЕВНОВАНИЙ ПО ГЛОБАЛЬНОЙ
ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ***

*Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, г. Москва,
samokhin@ipu.ru*

Введение

Постановка задачи взята из последних 12-х международных соревнований по глобальной оптимизации траекторий [1] и связана с обеспечением энергетической безопасности человечества – вопросами добычи ресурсов в космосе. В рамках соревнований предполагалось, что к 2035 году технология добычи полезных ископаемых на астероидах будет значительно усовершенствована и появятся устройства (майнеры) для автоматической добычи и переработки ценных минералов, человечество начнёт устойчивую добычу [2].

Для успешной добычи полезных ископаемых на астероиде требуется два последовательных сближения с астероидом одним и тем же или двумя разными добывающими кораблями, приводимыми в движение двигателями малой тяги (МТ). Максимальная собранная масса, добытая на астероиде, пропорциональна времени между первым и вторым сближением с этим астероидом. Задача ГТОС-12 состояла в том, чтобы доставить на Землю как можно больше ресурсов с астероидов за 15 лет.

Постановка задачи

Для сбора ресурсов участникам было предложено 60 тысяч астероидов, представляющих собой материальные точки, двигающиеся в центральном ньютоновском гравитационном поле Солнца. Их орбиты были заданы окулирующими элементами, а координаты и скорости в нужный момент времени могли быть вычислены при помощи решения уравнения Кеплера и аналитических выкладок.

Для доставки майнеров и сбора добытых ресурсов разрешалось использовать космические аппараты стартовой массой не более 3 тонн, управляемые электрическими двигателями МТ с ограничением по тяге 0.6 Н. Разрешённое количество кораблей зависело от в среднем

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 23-19-00134.

добываемого одним кораблём количества ресурсов в разрабатываемой миссии. В тривиальном решении могло быть задействовано не более 3 кораблей.

Космическим аппаратам разрешалось совершать пертурбационные маневры относительно Венеры, Земли и Марса. Задача была интерактивной, добытая масса на каждом астероиде учитывалась со специальным бонусным множителем. Если любая команда отправляла решение на сайт организаторов, то коэффициенты, соответствующие в функционале астероидам, участвующим в этом решении уменьшались в реальном времени.

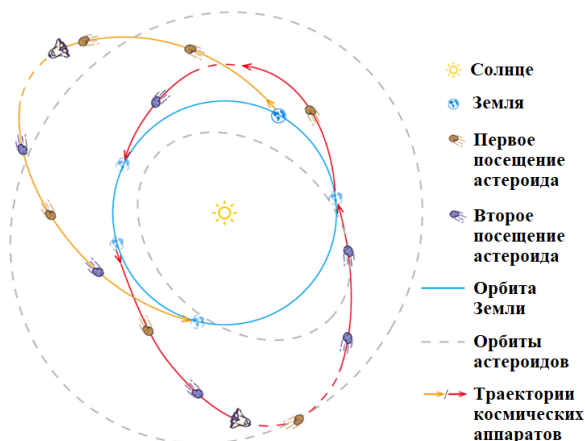


Рис. 1. Схема добычи астероидов

Все космические корабли стартуют с Земли и автоматически сбрасывают добытый груз на Землю при последующем пролёте её с относительной скоростью менее 6 км/с, см. Рис. 1. Итоговые траектории записываются в текстовый файл в виде характеристик всех аппаратов с некоторым шагом по времени, проверяемый далее организаторами на корректность решения.

Для построения траекторий космических аппаратов с малой тягой нашей командой за основу бралось импульсное приближение, при котором задача перелёта к астероиду, между астероидами или возврата к Земле гарантированно решается как задача Ламберта [3]. Такой подход позволяет отобрать удачные астероиды и хорошие времена старта и финиша для них. Затем задача пересчитывалась на основе принципа Лагранжа [4-5] для получения значений параметров пристрелки – сопряжённых переменных в импульсной постановке.

После чего осуществлялся переход к построению решения задачи с непрерывной тягой [6], для этого вначале рассматривалась идеально-регулируемая тяга с оптимизацией интеграла от квадрата ускорения, а затем тяга последовательно ограничивалась решением серии промежуточных задач в постановках, требуемых для удовлетворения ограничениям исходной основной задачи. Тем самым глобально задача сводилась к подбору удачных последовательностей астероидов и оптимизации времён их пролёта, а также реализации выбранных цепочек пролета с малой тягой, таким образом, чтобы функционал исходной задачи был как можно выше, а траектории при этом удовлетворяли всем ограничениям.

Заключение

Наша команда «vacuum cleaner could do better», состоящая из Галяева А.А., Самохина А.С., Самохиной М.А. представляла Российскую Федерацию на данных соревнованиях и успешно справилась с задачей. Для этого был реализован программный комплекс на языке C++, включающий описанные выше моменты по построению траекторий в разных математических моделях и переходы между ними – автоматическую реализацию "лестницы задач" [6], а также были построены базы данных перелётов к первым астероидам и возвратов к Земле. Корректность нашего решения была подтверждена организаторами, мы финишировали с итоговым результатом: добыто 5354 кг полезных ресурсов 12-ю аппаратами с малой тягой с 74 астероидов, официальные результаты можно найти по адресу <https://gtoc12.tsinghua.edu.cn/competition/leaderBoard>.

1. **Самохин А. С., Самохина М. А.** О соревнованиях по глобальной оптимизации траекторий GTOC I-XI (2005 – 2021) // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. – 2023. – № 1. – С. 1–4.
2. **Metzger P.T., Muscatello A., Mueller R.P., Mantovani J.** Affordable, Rapid Bootstrapping of the Space Industry and Solar System Civilization // Journal of Aerospace Engineering. – 2013. – Vol. 26. – No. 1. – P. 18–29. Doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000236
3. **Samokhin A. S.** Optimization of expedition to Phobos using the impulse control and solution to Lambert problems taking into account attraction of the Earth and Mars // Moscow University Mathematics Bulletin. – 2014. – Vol. 69, no. 2. – P. 84–87. Doi: 10.3103/S0027132214020089
4. **Samokhin A., Samokhina M., Grigoriev I., Zapletin M.** Base on Phobos – much safer exploration of mars without the need for humans

- on the surface of the planet // Acta Astronautica. – 2023. – Vol. 204. – P. 920–925. Doi: 10.1016/j.actaastro.2022.12.028
5. **Samokhin A. S., Samokhina M. A.** Optimization of the interplanetary flight to Mars with three-pulse approach to Phobos based on Lagrange principle // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 1864, art no. 012130, 6 p. Doi: 10.1088/1742-6596/1864/1/012130
 6. **Samokhin A. S., Samokhina M. A., Grigoriev I. S., Zapletin M. P.** The optimization of interplanetary flight to Phobos with a jet engine of combined low and high limited thrust // Advances in the Astronautical sciences. – 2020. – Vol. 170. – P. 213–227.

А.Ю. Гостев^{1,2}, В.Г. Петухов²

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ С ФАЗОВЫМИ ОГРАНИЧЕНИЯМИ*

*¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва,
gostevay@mai.ru*

*²Научно-исследовательский институт прикладной механики
и электродинамики Московского авиационного института, г. Москва,
petukhovvg@mai.ru*

Введение

Выбор траектории выведения космического аппарата на целевую орбиту является одной из ключевых задач на этапе проектирования. Однако получаемые в результате решения оптимизационной задачи законы управления могут быть труднореализуемыми с практической точки зрения.

Кроме того, иногда радиус перигея на оптимальной траектории перелета космического аппарата с малой тягой может находиться в плотных слоях атмосферы или лежать внутри Земли, что делает такой перелет практически нереализуемым. Примерами таких траекторий могут быть межорбитальные перелеты как на высокую эллиптическую

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-79-30009, <https://rscf.ru/project/25-79-30009/>

орбиту (ВЭО) типа «Молния» при достаточно малых высоте апогея начальной орбиты и времени перелета [1], так и на ГСО с начальных орбит высоких наклонений ($47,3^\circ$ и более).

С другой стороны, на некоторых оптимальных траекториях максимальное значение геоцентрического удаления КА в процессе перелета может достигать больших величин, тем самым вводя дополнительные требования и ограничения на бортовые и наземные радиотехнические средства при практической реализации. Например, на оптимальных траекториях перелета максимальное значение геоцентрического удаления КА может достигать значений в 12 раз больше радиуса ГСО [2].

Поэтому большое практическое значение имеют задачи оптимизации траекторий с ограничениями на минимальное и максимальное геоцентрическое удаление КА.

Постановка задачи

Рассматривается задача межорбитального перелета КА с ЭРДУ на целевые орбиты в центральном ньютоновском гравитационном поле Земли. В процессе перелета вводятся фазовые ограничения на максимальный радиус апоцентра и минимальный радиус перицентра оскулирующей орбиты. Для оптимизации многовитковой траектории перелета с малой тягой используется принцип максимума. Краевая задача принципа максимума решается методом продолжения по параметру. Рассчитывается оптимальный перелет КА с идеально-регулируемым двигателем за фиксированное время.

Заключение

Используя описанную методику, удалось получить оптимальные траектории с фазовыми ограничениями на минимальную высоту перигея и максимальную величину апогея для перелетов на ГСО с начальных орбит высоких наклонений, а также на ВЭО типа «Молния» с малым временем перелета. Приведены результаты анализа влияния этих фазовых ограничений на характеристики оптимальных траекторий.

Полученные результаты могут быть использованы в качестве начального приближения для решения задач минимизации времени или минимизации затрат топлива на перелетах с фазовыми ограничениями, представляющих наибольший практический интерес.

1. **Петухов В.Г.** Оптимальные многовитковые траектории выведения космического аппарата с малой тягой на высокую эллиптическую орбиту // Космические исследования. – 2009. – Т. 47. – № 3. – С. 271-279.
2. **Петухов В.Г.** Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. – 2004. – Т. 42. – №. 3. – С. 260-279.

А.В. Иванюхин

ПРОСТЫЕ ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ*

*Научно-исследовательский институт прикладной механики
и электродинамики Московского авиационного института, г. Москва,
Российский университет дружбы народов им. Патриса Лумумбы,
г. Москва,
ivanyukhin.a@yandex.ru*

Введение

Все большее количество космических аппаратов (КА) используют двигатели малой тяги (электрореактивные двигатели) для совершения межорбитальных перелётов, поддержания и коррекции орбиты в околоземном пространстве. Большой интерес вызывают комбинированные схемы выведения КА на целевые орбиты с использованием большой и малой тяги. Так как их использование позволяет существенно повысить конечную массу КА на орбите.

Для анализа межорбитальных перелётов и комбинированных схем выведения необходимости создание эффективных и простых и эффективных стратегий управления для совершения типичных орбитальных манёвров космических аппаратов с малой тягой.

В этом исследовании изучаются управления малой тягой для наискорейшего изменения орбитальных элементов, представлены соответствующие законы управления с обратной связью и сделаны оценки эффективности реализации межорбитальных манёвров на их основе.

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-79-30009, <https://rscf.ru/project/25-79-30009/>

Модель движения КА

Главной особенностью управления КА с двигательной установкой малой тяги является значительное преобладание гравитационного ускорения над реактивным, обычно эта разница составляет несколько порядков. Столь малый уровень ускорения приводит к большой продолжительности перелёта и необходимости определения управления в каждый момент времени. Решение задачи оптимального управления малой тягой для совершения межорбитального перелёта в общем случае является достаточно трудоёмкой задачей, требующей большого количества вычислений и тщательного выбора начальных приближений. На ранних этапах анализа задачи целесообразно рассматривать упрощённые постановки движения КА и управления малой тягой.

При проведении качественного анализа эволюции орбиты под действием малого реактивного ускорения удобно использовать уравнения движения в оскулирующих орбитальных элементах. Большая длительность перелёта и малые возмущения орбитальных элементов позволяют разделить их изменение на периодические (проявляющиеся внутри витка по орбите) и вековые (суммирующиеся от витка к витку и формирующие тренд изменений) составляющие. Для предварительной оценки затрат на перелёт достаточно учитывать лишь вековые возмущения, вносящие основной вклад в общие затраты топлива [1, 2, 3]. Для выделения вековых возмущений в орбитальном движении используется осреднение оскулирующих уравнений по угловой переменной.

Перелет с большой тягой

Комбинированная схема выведения КА на высокоэнергетические орбиты предполагает два участка перелёта: с большой и малой тягой. Для правильного распределения затрат скорости между участками необходима оптимизация промежуточной эллиптической орбиты соединяющей эти участки траектории с общим функционалом, соответствующем конечной массе КА на целевой орбите.

Для оценки затрат топлива на перелёт с большой тягой используется двухимпульсный перелёт между опорной круговой орбитой и эллиптической промежуточной орбитой. Оценки массы космического аппарата проводится с помощью формулы Циолковского.

Наискорейшая коррекция орбитальных элементов

Анализ возможностей маневрирования КА с непрерывно работающим двигателем малой тяги в осреднённой форме может быть проведён на основе простых законов управления для наискорейшей коррекции орбитальных параметров [1, 2, 3].

Получены и проанализированы законы управления для изменения основных орбитальных элементов (большая полуось, эксцентриситет, радиусы перицентра и апоцентра, аргумент перицентра, наклонение). Приводятся формулы для оценки длительности перелёта и затрат скорости (Δv).

Получены общие эволюционные уравнения движения для качественного анализа изменения геометрии орбиты при использовании постоянно действующего управления с заданным изменением ориентации реактивного ускорения.

В ряде частных случаев удалось получить аналитические соотношения для оценки затрат топлива. Это возможно для трансверсального и нормального ускорения [2, 5, 6] или схемы Спитцера [4, 5]. В общем случае аналитическое решение получить затруднено, решение имеет полуаналитический вид и сводится к взятию определенного интеграла.

Заключение

Рассмотрена возможность использования простых законов управления малой тягой для совершения межорбитальных маневров. На основе осредненных уравнений изменения орбитальных элементов получены соотношения для оценки необходимых для маневра затрат характеристической скорости, не зависящие от характеристик двигательной установки, позволяющие проводить качественный анализ на предварительных этапах проектирования миссии.

Сделан анализ использования этих законов управления в рамках комбинированных схем выведения. Рассмотрены примеры комбинированного выведения на высокоэллиптические и геостационарную орбиты.

3. **Edelbaum, T.N.** Propulsion requirements for controllable satellites. / T.N. Edelbaum // *Ars Journal*. – 1961. – Т. 31. – №. 8. – С. 1079-1089.
4. **Гродзовский, Г.Л.** *Механика космического полета с малой тягой.* / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, В.В. Токарев. – Москва: Издательство Наука, 1966. – 680 с.

5. **Лебедев, В.Н.** *Расчет движения космического аппарата с малой тягой.* / В.Н. Лебедев. – Москва: Издательство ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.
6. **Spitzer, A.** Novel orbit raising strategy makes low thrust commercially viable. / A. Spitzer // IEPC Paper. – 1995. – С. 95–212.
7. **Pollard, J.E.** Simplified approach for assessment of low-thrust elliptical orbit transfers. / J.E. Pollard // IEPC Paper. – 1997. – С. 97–160.
8. **Di Carlo, M.** Analytical solutions for low-thrust orbit transfers. / M. Di Carlo, M. Vasile // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. – 2021. – Т. 133. №. 7. – С. 1-33.

А.В. Крамлих

СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СЛУЧАЕ ВЫСОКОЙ ДЕГРАДАЦИИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ*

*Самарский университет им. Королева, г. Самара,
kramlikh@mail.ru*

Введение

В настоящее время широкую популярность приобрели малоразмерные космические аппараты (МКА) микро- и нанокласса [1]. Такой класс космических аппаратов (КА) стал популярным благодаря тому, что их создание, по сравнению с более крупными КА, не требует значительных финансовых и временных затрат, при этом позволяет провести лётные испытания как отдельных систем, так и новых технических решений в условиях космического пространства прежде, чем применять их в дорогостоящих космических миссиях.

Для выполнения большинства космических миссий необходимо обеспечить требуемую ориентацию и переориентацию КА. Задача переориентации КА в различных постановках рассмотрена в целом ряде работ [2–8]. Однако во всех этих работах она решается при условии штатного (нормального) функционирования исполнительных устройств.

Одной из значимых особенностей МКА является то, что элементы контура управления его угловым движением создаются из коммерческих комплектующих, которые не отличаются высокой надёжностью. Кроме

*Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.

этого, необходимо учитывать, что резервирование исполнительных устройств в силу жёстких ограничений на массу и габариты МКА крайне затруднительно. Поэтому важно сохранить работоспособность контура управления угловым движением МКА, в том числе, за счёт разработки алгоритмов управления при снижении эффективности исполнительных устройств.

К наиболее близкой с рассматриваемой задаче можно отнести работу [9], в которой разработан адаптивный закон управления на основе скользящего режима, к достоинствам алгоритма можно отнести: конечную сходимости ошибок ориентации спутника к желаемой траектории; управление адаптируется к частичному отказу магнитных катушек и маховиков; управление учитывает неточность знания тензора инерций, внешние возмущения. К недостаткам следует отнести: снижение эффективности по магнитным катушкам (на 30–40%) и маховику (до 60%); эффективность управления сильно зависит от правильной настройки 8 параметров ($\alpha_1, \alpha_2, \rho_1, \rho_2, \beta_1, \beta_2, \beta_3$ и γ); конкретный вид исполнительных устройств (один маховик и три магнитные катушки).

Постановка задачи

Задача решается при следующих допущениях:

- 1) Максимальная величина управляющего момента в штатном случае $u_{max} = 5 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$.
- 2) Ограничение на время переориентации $T = 3$ витка, т.е. $T = 16200 \text{ с}$.
- 3) Начальная угловая скорость по каждой компоненте не превышает 5 орбитальных ($\omega_{i0} \leq 5\omega_{orb} \approx 0,3^\circ/\text{с}, i = x, y, z$).

Уравнения, описывающие угловое движение МКА, запишем в отклонениях, т.е. с использованием переменных

$$\omega_e = \omega_{\text{треб}} - \omega, \mathbf{q}_e = \mathbf{q}_{\text{треб}} - \mathbf{q}, \quad (1)$$

где $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости; $\mathbf{q} = [q_0, \mathbf{q}_v]^T = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ – нормированный кватернион (q_0 – скалярная часть кватерниона; $\mathbf{q}_v = [q_1, q_2, q_3]^T$ – векторная часть кватерниона).

С учётом (1) кинематические уравнения запишутся в виде:

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{\mathbf{q}}_{ev} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\omega_e^T \mathbf{q}_{ev} \\ q_{e0} \omega_e - \omega_e \times \mathbf{q}_{ev} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Динамические уравнения

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_e = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{\text{ГР}} + \mathbf{U}. \quad (3)$$

Для вывода закона управления зададим поверхность скольжения в виде:

$$\mathbf{S} = \boldsymbol{\omega}_e + k_q \cdot [1 - e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}], \quad (4)$$

где k_q , α – коэффициенты (которые будут определены позже).

Управление, согласно принципу скользящего режима, представляется в виде:

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_{eq} + \mathbf{U}_{sw}, \quad (5)$$

где $\mathbf{U}_{eq}$ – эквивалентное управление для компенсации известных возмущений; $\mathbf{U}_{sw}$ – управление для компенсации неучтённых возмущений.

Управление $\mathbf{U}_{sw}$ зададим в виде:

$$\mathbf{U}_{sw} = -k_s \cdot th(\mathbf{S}), \quad (6)$$

где k_s – положительный коэффициент; $th(\quad)$ – гиперболический тангенс.

Эквивалентное управление $\mathbf{U}_{eq}$ находится из условия $\dot{\mathbf{S}} = 0$. Для нахождения $\dot{\mathbf{S}}$ необходимо определить, будут ли коэффициенты (k_q, α) скользящей поверхности (4) постоянными или изменяться по времени.

Рассмотрим два случая:

- 1) коэффициенты скользящей поверхности постоянные, но зависящими от начальной угловой скорости (назовём этот случай квазиадаптивным);
- 2) коэффициенты скользящей поверхности являются функциями времени (назовём этот случай адаптивным).

Квазиадаптивный закон управления угловым движением МКА

Предполагая, что компоненты начальной угловой скорости МКА не превышают величину $5\omega_{\text{орб}}$, экспериментальным путём было получено, что коэффициенты скользящей поверхности (4) связаны соотношением:

$$\alpha = a \cdot e^{b \cdot k_q} + c \cdot e^{d \cdot k_q}, \quad (7)$$

где $a = 1,186$; $b = -524,9$; $c = 0,1909$; $d = -59,52$ – постоянные коэффициенты, найденные из условия обеспечения устойчивости и ограничения на время переориентации (3 витка).

Продифференцируем скользящую поверхность:

$$\dot{\mathbf{S}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (8)$$

Приравняв к нулю производную скользящей поверхности (8) и подставив вместо $\dot{\boldsymbol{\omega}}_e$ его выражение из (3) найдём эквивалентное управление:

$$\mathbf{U}_{eq} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{rp} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (9)$$

Тогда с учётом (6) и (9) искомое управление примет вид:

$$\mathbf{U} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{rp} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}} - k_s \cdot th(\mathbf{S}). \quad (10)$$

Адаптивный закон управления угловым движением МКА

Для получения адаптивного закона управления необходимо записать дифференциальные уравнения для коэффициентов k_q, α .

Модифицировав уравнение из [9], дифференциальное уравнение для k_q запишем в виде:

$$\dot{k}_q = |\mathbf{S}| |\mathbf{q}_{ev}|.$$

Для получения дифференциального уравнения (ДУ), описывающего изменение коэффициента α , продифференцируем (7):

$$\dot{\alpha} = a \cdot b \cdot \dot{k}_q \cdot e^{b \cdot k_q} + c \cdot d \cdot \dot{k}_q \cdot e^{d \cdot k_q}. \quad (11)$$

С учётом числовых значений коэффициентов a, b, c, d первым слагаемым в (11) можно пренебречь. Тогда, ДУ, описывающее изменение коэффициента α примет вид:

$$\dot{\alpha} = c \cdot d \cdot \dot{k}_q \cdot e^{d \cdot k_q}. \quad (12)$$

Заключение

Разработаны два закона управления угловым движением МКА при высокой деградации двух каналов управления с учётом ограничений на величину управляющего момента, которая достижима на МКА нанокласса стандарта кубсат, за приемлемое время.

Адаптивный закон обеспечивает меньшее, по сравнению с квазиадаптивным законом, время решения задачи. Квазиадаптивный закон проще в реализации, поскольку не требует адаптацию коэффициентов.

Оба алгоритма, по сравнению с [9], требуют настройку только двух коэффициентов, вместо восьми.

Полученные результаты позволяют решить задачу переориентации МКА для случая отсутствия резервирования исполнительных устройств, что является важным для данного класса космических аппаратов.

1. **Bouwmeester, J.** Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology / J. Bouwmeester, J. Guo // *Acta Astronautica*. – 2010. – vol. 67. – Pp. 854–862.
2. **Markley, F.L., Crassidis, J.L.** Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control / F.L. Markley, J.L. Crassidis. – Springer, 2014. – 486 p.
3. **Yang, Y.** Spacecraft modeling, attitude determination, and control: quaternion-based approach / Y. Yang. – Rockville, Maryland, USA: CRC Press, 2019. – 327 p.
4. **Овчинников, М.Ю.** Магнитные системы ориентации малых спутников / М.Ю. Овчинников, В.И., Д.С. Ролдугин, Д.С. Иванов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 366 с.
5. **Велищанский, М.А.** Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата на основе концепции обратной задачи динамики / М.А. Велищанский, А.П. Крищенко, С.Б. Ткачев // *Известия РАН. Теория и системы управления*. – 2003. – № 5. – С. 156–163.
6. **Левский, М.В.** Оптимальное управление ориентацией космического аппарата с учётом энергии вращения / М.В. Левский // *Прикладная математика и механика*. – 2018. – Т. 82. – № 6. – С. 690—705.
7. **Сапунков, Я.Г.** Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях / Я.Г. Сапунков, А.В. Молоденков // *Мехатроника, автоматизация, управление*. – 2015. – Т. 16. – № 8. – С. 536–544.
8. **Vutukuri, S.** Robust adaptive predefined time prescribed performance attitude control for spacecraft / S. Vutukuri, R. Padhi // *Control Engineering Practice*. – 2025. — Vol. 157. — Art. 106271. — DOI: 10.1016/j.conengprac.2025.106271.
9. **Sadigh, S.M.** Adaptive finite-time fault-tolerant control for nanosatellite attitude tracking under actuator constraints / S.M. Sadigh, A. Kashaninia, S.M.M. Dehghan // *Aerospace Science and Technology*. – 2023. – Vol. 138. – P. 108337. – DOI: 10.1016/j.ast.2023.108337.

ЦИФРОВОЙ ДВОЙНИК. ГЛОБАЛЬНОЕ ПОДКЛЮЧЕНИЕ КА

АО «ПКЦ «Прогресс», г. Самара, kudryavtsev.ye@samspace.ru

Глобальное подключение КА. Постановка задачи

Одним из мировых трендов (в частности в авиастроении) в рамках реализации «цифровых двойников» является «глобальное подключение» - сбор, обработка и автоматизированный (автоматический) анализ информации об изделии на протяжении всего жизненного цикла (особенно на этапе эксплуатации в полете).

Внедрение глобального подключения на этапе эксплуатации космических аппаратов (КА) расширит присутствие разработчика на этом этапе жизненного цикла КА (в настоящий момент сопровождение КА на этапе эксплуатации осуществляется практически в инициативном порядке) и позволит добиться качественного скачка в автоматизации управления КА.

Особенно это актуально для многоспутниковых группировок КА, поскольку при одновременном нахождении на орбите 4-х и более КА одного типа не позволяет операторам группы анализа ЦУП провести качественный анализ информации.

Предложения по реализации. Предполагаемый эффект

Для решения задачи «глобального подключения» необходимо внедрение для анализа состояния КА технологий искусственного интеллекта, экспертных систем и нейросетевых моделей – анализ большого потока данных может выявить слабые сигналы, которые могут свидетельствовать о грядущих неполадках и заранее указать на источник возможных проблем, с целью заблаговременного принятия соответствующих мер по парированию нештатной ситуации.

Приложение усилий в данном направлении позволит привлекать разработчика на этапе эксплуатации в качестве «сервисного центра поддержки КА», повысить уровень автоматизации процессов управления КА в ЦУП, снизить трудоемкость и сложность управления многоспутниковыми ОГ КА.

Предложения по порядку реализации

На первом этапе обучение моделей будет вестись виртуально – с использованием модели КА, затем на основе информации получаемой в процессе НЭО.

На втором этапе обучение по реальной информации от КА запускаемых на орбиту. При этом возможно сравнение реальных данных с прогнозными, выяснение причин расхождения и дальнейшее уточнение моделей.

По результатам верификации модели должно быть разработано программное обеспечение для интеллектуализации процессов управления многоспутниковыми орбитальными группировками КА в ЦУП.

Структурная схема управления КА средствами НКУ на этапе внедрения "глобального подключения" приведена на рисунке 1.

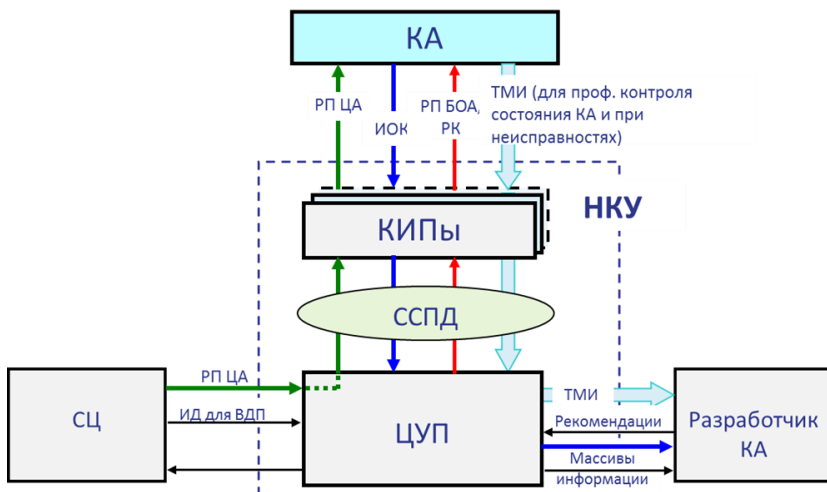


Рис. 1. Структурная схема управления КА средствами НКУ на этапе внедрения "глобального подключения"

ОБ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОМ УПРАВЛЕНИИ ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВОКРУГ НОРМАЛИ К ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ*

*Санкт-Петербургский государственный университет,
г. Санкт-Петербург,
m.v.maksimenko@spbu.ru, a.tikhonov@spbu.ru*

Введение

В работе рассматривается космический аппарат (КА), движущийся по околоземной круговой экваториальной орбите. КА оснащен электродинамической системой управления его вращательным движением в орбитальной системе координат. Управляющими моментами являются лоренцев момент $\vec{M}_L$ и момент магнитного взаимодействия $\vec{M}_M$, генерируемые за счет взаимодействия КА с геомагнитным полем с магнитной индукцией $\vec{B}$ [1]. Решается задача стабилизации программного движения, при котором КА совершает медленное вращение вокруг оси, направленной по нормали к плоскости орбиты, с заранее установленной угловой скоростью $\vec{\omega}'_0$, величина которой равна $\mu\omega_0$, относительно орбитальной системы координат, вращающейся с угловой скоростью $\vec{\omega}_0$. Описанный режим движения, представляющий собой одноосную закрутку, может иметь важное прикладное значение. Например, при слежении за другим КА и при их стыковке. Работа направлена на получение достаточных условий асимптотической устойчивости стабилизируемого программного движения. Эти условия позволяют обеспечить рациональный выбор параметров управления в зависимости от параметров КА и его орбиты.

Математическая модель

Для описания динамики КА при движении в околоземном

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-41-02031, <https://rscf.ru/project/24-41-02031/>

пространстве в магнитном и гравитационном полях Земли введем следующие правые декартовы системы координат (см. рис. 1):

1) Инерциальная система координат $O_E X^* Y^* Z^*$ с началом в центре Земли, ось $O_E X^*$ направлена в восходящий узел орбиты, ось $O_E Z^*$ – вдоль оси суточного вращения Земли с угловой скоростью $\vec{\omega}_E$.

2) Орбитальная система координат $C\xi\eta\zeta$ (орты $\vec{\xi}_0, \vec{\eta}_0, \vec{\zeta}_0$) с началом в центре масс КА, ось $C\xi$ направлена по касательной к орбите в сторону движения КА, ось $C\eta$ – по нормали к плоскости орбиты, ось $C\zeta$ – вдоль радиус-вектора, соединяющего центр Земли и центр масс КА.

3) Система главных центральных осей инерции $Cxyz$ (орты $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$), жестко связанная с телом. В этой системе координат тензор инерции КА имеет вид: $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, A)$.

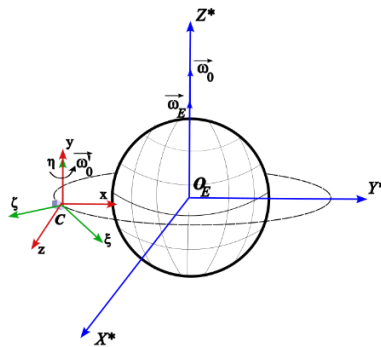


Рис. 1. Системы координат

Пусть $\mathbf{A}$ – матрица перехода от системы $C\xi\eta\zeta$ к системе $Cxyz$. Тогда $\mathbf{A}_0$ – матрица направляющих косинусов $\mathbf{A}$ в программном движении имеет вид:

$$\mathbf{A}_0 = \begin{pmatrix} \cos(\mu\omega_0 t) & 0 & -\sin(\mu\omega_0 t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\mu\omega_0 t) & 0 & \cos(\mu\omega_0 t) \end{pmatrix},$$

а компоненты кватерниона ориентации КА в орбитальной системе координат равны

$$\lambda_0 = \cos\left(\frac{\mu\omega_0 t}{2}\right), \lambda_1 = 0, \lambda_2 = \sin\left(\frac{\mu\omega_0 t}{2}\right), \lambda_3 = 0.$$

Управляющие моменты $\vec{M}_L$ и $\vec{M}_M$, вид которых будет конкретизирован далее, должны обеспечить существование и асимптотическую устойчивость следующего режима одноосной закрутки КА:

$$\vec{j} = \vec{\eta}_0, \quad \vec{\omega}' = \mu\omega_0 \vec{j}.$$

Для экваториальной орбиты проекции скорости центра масс КА на оси орбитальной системы координат $C\xi\eta\zeta$ имеют вид:

$$v_{C\xi} = R(\omega_0 - \omega_E), \quad v_{C\eta} = v_{C\zeta} = 0.$$

В задаче, рассматриваемой в данной работе, диссипативные слагаемые будут пропорциональны отклонению угловой скорости $\vec{\omega}'$ от стабилизируемого значения $\vec{\omega}'_0$, то есть $\vec{\omega}'_r = \vec{\omega}' - \vec{\omega}'_0$. Таким образом, управляемые векторы $\vec{P}$ и $\vec{I}$ будут содержать восстанавливающую (с коэффициентами k_L, k_M) и диссипативную (с коэффициентами h_L, h_M) компоненты:

$$\vec{P} = k_L \mathbf{A}_0^T(t) (\vec{v}_C \times \vec{B}) + h_L \vec{\omega}'_r \times \mathbf{A}^T (\vec{v}_C \times \vec{B}), \quad \vec{I} = k_M \mathbf{A}_0^T(t) \vec{B} + h_M \vec{\omega}'_r \times \mathbf{A}^T \vec{B}.$$

Тогда выражения для управляющих моментов примут вид [2, 3]:

$$\vec{M}_L = k_L \mathbf{A}_0^T(t) (\vec{v}_C \times \vec{B}) \times \mathbf{A}^T (\vec{v}_C \times \vec{B}) + h_L (\vec{\omega}'_r \times \mathbf{A}^T (\vec{v}_C \times \vec{B})) \times \mathbf{A}^T (\vec{v}_C \times \vec{B}),$$

$$\vec{M}_M = k_M \mathbf{A}_0^T(t) \vec{B} \times \mathbf{A}^T \vec{B} + h_M (\vec{\omega}'_r \times \mathbf{A}^T \vec{B}) \times \mathbf{A}^T \vec{B}.$$

Дифференциальные уравнения движения КА с абсолютной угловой скоростью $\vec{\omega}$ под действием лоренцева $\vec{M}_L$, магнитного $\vec{M}_M$ и гравитационного $\vec{M}_G$ моментов строятся по схеме Эйлера-Пуассона:

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{J}\vec{\omega}) + \vec{\omega} \times (\mathbf{J}\vec{\omega}) = \vec{M}_L + \vec{M}_M + \vec{M}_G, \quad (1)$$

$$\frac{d\vec{\xi}_0}{dt} = \vec{\xi}_0 \times \vec{\omega} - \omega_0 \vec{\xi}_0, \quad \frac{d\vec{\eta}_0}{dt} = \vec{\eta}_0 \times \vec{\omega}_0, \quad \frac{d\vec{\zeta}_0}{dt} = \vec{\zeta}_0 \times \vec{\omega} + \omega_0 \vec{\xi}_0. \quad (2)$$

Аналитическое исследование системы дифференциальных уравнений (1), (2) проводится с помощью метода функций Ляпунова. Получены достаточные условия устойчивости программного вращения КА в виде системы неравенств относительно параметров управления.

Численное интегрирование системы (1), (2) подтверждает работоспособность предложенного метода управления. На рисунке 2 представлены графики изменения отклонений компонент кватерниона от

их программных значений в зависимости от безразмерной переменной $u = \omega_0 t$.

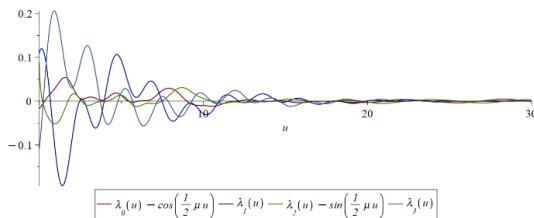


Рис. 2. Параметры Родрига – Гамильтона.

На рисунке 3 показаны графики изменения проекций относительной угловой скорости КА в зависимости от u .

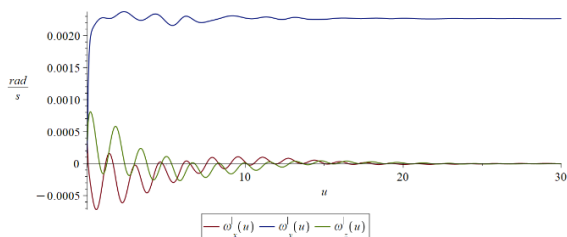


Рис. 3. Проекции относительной угловой скорости КА

Заключение

Предложенное управление угловым движением КА позволяет решать задачу о стабилизации программного вращения КА вокруг нормали к плоскости орбиты. Этот результат предполагается использовать в дальнейшем для решения задачи об орбитально-вращательном движении КА на этапе сближения и стыковки.

1. **Klyushin, M.A.** Electrodynamic Attitude Stabilization of a Spacecraft in an Elliptical Orbit/ M.A. Klyushin, M.V. Maksimenko, A.A. Tikhonov // Aerospace. – 2024. 11(11):956. DOI: 10.3390/aerospace11110956.
2. **Aleksandrov, A.Yu.** Stabilization of a programmed rotation mode for a satellite with electrodynamic attitude control system/ A.Yu. Aleksandrov, E.B. Aleksandrova, A.A. Tikhonov // Advances in space research. – 2018. – Vol. 62(1). – pp. 142-151, DOI: 10.1016/j.asr.2018.04.006.
3. **Maksimenko, M.V.** Electrodynamic attitude stabilization of a satellite in an indirect position/ M.V. Maksimenko, A.A. Tikhonov // Acta Astronautica. – 2025. Vol. 232. – pp. 516-524. DOI: 10.1016/j.actaastro.2025.03.018.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ «БЫСТРЫХ» СТЫКОВОК В ПРОГРАММЕ РОССИЙСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ И ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ

*ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв,
rafail.murtazin@rsce.ru*

Введение

На начальном этапе развития пилотируемых полётов в СССР (4 полёта) отработка операции стыковки носила характер лётного эксперимента, проводимого в ограниченные сроки, т.е. фактически использовались «быстрые» стыковки. В эксперименте использовалось прямое выведение одного КК в окрестность другого КК. По этой схеме в 1968 году автоматическая стыковка двух беспилотных КК была выполнена через 47 мин после запуска второго КК [1].

После начала эксплуатации орбитальных станций (ОС) прямое выведение стало невозможным, что потребовало перехода к многовитковому сближению, которое значительно расширяло фазовые баллистические условия без необходимости маневрирования ОС [2].

Основная часть

Интерес к «быстрым» стыковкам появился после начала полётов туристов на МКС, т.к. для космонавтов–непрофессионалов было желательно сокращение времени нахождения в стесненных условиях КК. Возможность реализации «быстрых» стыковок на современном этапе обеспечивается внедрением автономной системы навигации (АСН) [3], переходом на высокоточные ракеты-носители (РН) с цифровой системой управления, а также разработкой технологии управления маневрированием МКС в условиях возмущений орбиты вследствие проведения манёвров уклонения от космического мусора или нерасчётного изменения солнечной радиации [4].



Рис. 1. Циклограмма 2-х витковой схемы стыковки

С 2012 года по программе МКС выполнено 46 «быстрых» стыковок. Минимальное время от старта до стыковки по «быстрой» двухвитковой схеме (рис. 1) составило около 3-х часов, что в 17 раз быстрее многовитковой двухсуточной схемы. За счёт сокращения времени на каждом полёте удалось увеличить на 35 кг выводимую массу, а также снизить затраты на эксплуатацию средств наземного телеметрического контура.

В текущих планах российской пилотируемой программы предусматривается запуск первого модуля Российской орбитальной станции (РОС) в 2027 году на солнечно-синхронную орбиту наклонением 97° . В программе РОС предполагается полностью перейти на технологию «быстрых» стыковок и, помимо уже внедрённых на МКС, ожидается реализация одновитковой стыковки (рис. 2). Для расширения фазовых баллистических условий потребуется переход на квазикомпланарное выведение РН [5], а также внедрение сокращённой схемы автономного участка сближения, использовавшейся при полётах к ОС типа «Салют» [2].

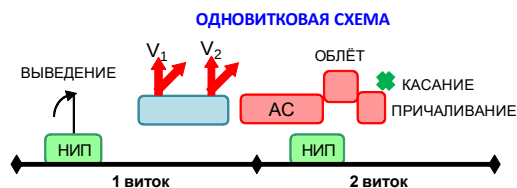


Рис. 2. Циклограмма одновитковой схемы стыковки

При реализации двухпусковых схем, которые предполагают отдельный запуск КК и разгонного блока (РБ) (рис. 3), появляется возможность организовать эффективный транспортный поток к Луне без использования РН сверхтяжёлого класса [6].

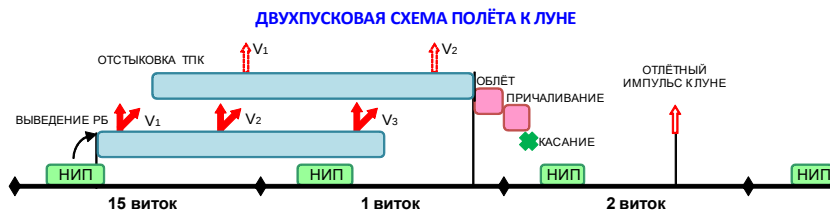


Рис. 3. Циклограмма «быстрой» стыковки для двухпусковой схемы

Разнесение запусков РБ по времени, когда экипаж КК, находясь на РОС, ожидает запуск РБ существенно увеличивает надёжность такой схемы [7], а «быстрая» стыковка позволяет использовать РБ, заправленные низкокипящими компонентами. С помощью трёх импульсов, включающих импульс довыведения на опорную орбиту, РБ выводится на целевую орбиту сборки, коэллиптическую по отношению к орбите РОС (рис.4а). По факту успешного выведения РБ на опорную орбиту КК отстыковывается от РОС и после выполнения двух импульсов (рис. 4б) также переходит на целевую орбиту сборки, где выполняет заключительное сближение и стыковку с РБ.

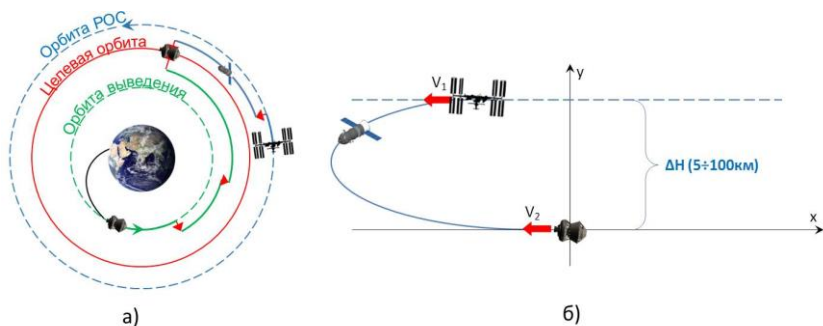


Рис. 4. Баллистическая схема со стыковкой на целевой орбите сборки (а), двухимпульсный переход КК с орбиты РОС на целевую орбиту сборки (б)

Заключение

В настоящее время удалось создать технологию, позволяющую успешно выполнять «быстрые» стыковки при полётах КК на МКС. Дальнейшее развитие этой технологии видится в переходе на

одновитковую стыковку при полётах к РОС. Также «быстрые» схемы могут быть задействованы при проведении двухпусковых схем для отлёта к Луне.

1. **Батурин Ю.М.** Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди, Москва, изд-во «РТСофт», 2005г. 396 с.
2. **Бажинов И.К.**, Навигационное обеспечение полёта орбитального комплекса «Салют-6» - «Союз» - «Прогресс», Москва Наука, 1985, 375 с
3. **Murtazin R.**. Usage of pre-flight data in short rendezvous mission of Soyuz-TMA spacecrafts / Murtazin R., Petrov N.// Acta Astronautica. 2014. vol. 93. pp. 71-76.
4. **Муртазин Р.Ф.**, Эволюция стратегии маневрирования МКС за 25 лет эксплуатации /Р.Ф. Муртазин, М.А. Канищева, Н.А. Чудинов //Космическая техника и технология. 2024. - № 2. – С. 131-143
5. **Муртазин Р.Ф.**, Использование квазикомпланарной орбиты выведения для быстрой доставки осмического рабля к орбитальной станции /Р.Ф. Муртазин //Космонавтика и ракетостроение. 2014. - № 1(74). – С. 42-49
6. **Легостаев В.П., Лопота В.А.** Луна - шаг к технологиям освоения Солнечной системы. Москва.: РКК «Энергия», 2011. 584 с.
7. **Murtazin R.** Fast rendezvous profile evolution: From ISS to lunar station / Murtazin R., Sevastianov N., Chudinov N // 70th International Astronautical Congress 2019, Washington, 2019. P. IAC-19_B3_4-B6.4_1_x49206.

Н.В. Румянцев С.В. Соловьев

ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИМ ДАННЫМ

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва
(РКК «Энергия»), г. Королёв
nikita.rumyantsev1@rsce.ru, sergey.soloviev@scsc.ru*

Введение

Современные космические аппараты (КА) — это сложные технические устройства, представляющие собой комплекс взаимосвязанных, бортовых систем (БС). Ключевую роль во время

эксплуатации КА играет процесс управления полетом КА. Управление полётом КА представляет собой технологический процесс, состоящий из последовательности действий таких как планирование полета, реализация полета, контроль состояния КА и оперативное воздействие на КА. Сложность управления полетом напрямую зависит от объёма данных, описывающих состояние КА. Современные КА генерируют несколько тысяч телеметрических параметров (ТМП).

Контроль состояния КА осуществляется в основном, группой специалистов центра управления полетом (ЦУП) на основе их знаний эксплуатационной документации. Работа специалистов ЦУП основана на интеллектуальной деятельности и требует анализа большого массива данных, что затрудняет прямую алгоритмизацию процессов для создания универсальных компьютерных программ. Именно это ограничение делает актуальным задачу создания интеллектуализированных систем (ИС) контроля работающих с исходными данными (низкоуровневыми признаками) и самостоятельно извлекающих (формирующие) высокоуровневое признаковое описание объектов. На современном уровне развития ИТ-технологий особый интерес исследователей вызывает возможность применения ИНС.

В работе предлагается интеллектуализированная система контроля управления полетом космического аппарата (КА), реализующая три основных процесса управления: поиск аномалий, классификация нештатных ситуаций (НШС) и прогнозирование состояния КА.

Разработанная интеллектуализированная система

Разработанная система анализа ТМИ реализуют интеллектуализированный метод анализа технического состояния КА по данным ТМИ, который предусматривает взаимодействие специалиста управления полетом и компьютерного приложения. Приложение формирует в реальном времени результаты анализа ТМИ, а специалист управления полетом принимает решение о необходимых действиях. Архитектура разработанной системы представлена на рисунке 1. ИНС реализуют основные процессы анализа ТМИ, а именно:

- поиск аномалий;
- классификация НШС;
- прогнозирование отказов.



Рис. 1. Архитектура интеллектуализированной системы анализа ТМИ

Для формирования репрезентативного набора данных предлагается использовать комбинацию реальных и синтетических данных. Синтетические данные получены с помощью компьютерной модели является сценарный подход. На вход компьютерной модели поступает сценарий, содержащий баллистические данные, полётные операции и команды управления, которые передаются на борт КА с Земли, размеченные во времени. На основе сценария модель реализовывает режимы работы бортовой системы и формирует временной ряд значений ТМП, из которых синтезируется необходимый набор данных. Другой метод состоит в использовании возможностей комплексных моделирующих стендов.

Были разработаны ИНС для поиска аномалий и классификации НШС. В качестве базового прототипа ИНС использовался LSTM автоэнкодер рисунок 2.

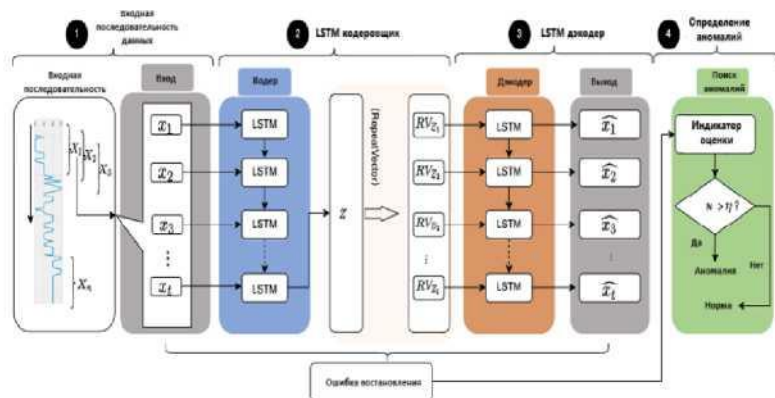


Рис. 2. Структура LSTM автоэнкодера

По результатам обучения вероятность обнаружения аномалий (как признака НШС) составила 99.1%. А ИНС классификации верно классифицировала 98.9% НШС.

Закключение

В работе предлагается интеллектуализированная система которая в отличии от существующих осуществляет многопараметрический контроль ТМИ. Заложенные в системе методы анализа позволят увеличить надежность контроля и оперативность принятия решений при возникновении НШС. Так как сформировать репрезентативный набор данных для обучения ИНС невозможно в работе предлагается использовать реальную и синтетической телеметрию, полученной на КМС и компьютерных моделях. По результатам тестирования вероятность обнаружения аномалий составила 99.1%. А классификации 98.9%.

1. **Трыков Е.Л., Трыкова И.В., Коцков К.И.** Обнаружение аномалий в работе реакторного оборудования с помощью нейросетевых алгоритмов.// Известия вузов. Ядерная энергетика.-2020.-№3.-С.136-147.
2. **Wang M., Li Y., Zhao H., Zhang Y.** Combining Autoencoder with Similarity Measurement for Aircraft Engine Remaining Useful Life Estimation. In: Jing Z. (eds) Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2019. ICASSE 2019. Lecture Notes in Electrical Engineering. 2020. Vol 622. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-15-1773-0_14

БИКВАТЕРНИОННОЕ АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ МИНИМАЛЬНОГО ПО ЭНЕРГИИ ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

¹Институт проблем точной механики и управления РАН, г. Саратов,

²Саратовский национальный исследовательский государственный университет им. Н.Г. Чернышевского, г. Саратов,
chelnokovyun@gmail.com, molalexei@yandex.ru, pankratov@iptmuran.ru

Постановка задачи

Рассмотрим свободное твердое тело, например, космический аппарат (КА), способное совершать относительно инерциальной системы координат произвольное пространственное движение, эквивалентное пространственному винтовому движению (композиции поступательного движения тела вместе с произвольно выбранной его точкой и вращения тела вокруг этой точки). Тело находится под действием произвольного главного вектора и главного момента внешних сил, включающих в себя вектор управляющей силы и вектор управляющего момента. Бикватернионные уравнения пространственного движения твердого тела, используемые для решения задачи с помощью концепции решения обратных задач динамики и принципа максимума, имеют вид [1, 2]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{U}}_x &= \boldsymbol{\varepsilon}_x + s\mathbf{w}_x = \mathbf{H}_x, & 2\dot{\boldsymbol{\Lambda}} &= \boldsymbol{\Lambda} \circ \mathbf{U}_x; \\ \boldsymbol{\varepsilon}_x &= \varepsilon_1 \mathbf{i} + \varepsilon_2 \mathbf{j} + \varepsilon_3 \mathbf{k}, & \mathbf{w}_x &= w_1 \mathbf{i} + w_2 \mathbf{j} + w_3 \mathbf{k}, \\ \mathbf{H}_x &= H_1 \mathbf{i} + H_2 \mathbf{j} + H_3 \mathbf{k}, & H_k &= \varepsilon_k + s w_k;\end{aligned}\tag{1}$$

$$\boldsymbol{\Lambda} = \Lambda_0 + \boldsymbol{\Lambda}_v = \Lambda_0 + \Lambda_1 \mathbf{i} + \Lambda_2 \mathbf{j} + \Lambda_3 \mathbf{k} = \boldsymbol{\lambda} + s \boldsymbol{\lambda}^0, \quad \Lambda_j = \lambda_j + s \lambda_j^0.$$

Здесь фазовыми переменными являются бикватернион $\mathbf{U}_x = \boldsymbol{\omega}_x + s\mathbf{v}_x$ ($\boldsymbol{\omega}_x$, $\mathbf{v}_x$ – проекции векторов угловой и линейной скорости КА на оси связанной системы координат X , s – символ (комплексность) Клиффорда, обладающий свойством $s^2 = 0$) и бикватернион $\boldsymbol{\Lambda} = \boldsymbol{\lambda} + s\boldsymbol{\lambda}^0$ конечного перемещения КА в инерциальном пространстве. Главная часть бикватерниона $\boldsymbol{\Lambda}$ (кватернион $\boldsymbol{\lambda}$) характеризует ориентацию КА в инерциальной системе координат, а моментная (кватернион $\boldsymbol{\lambda}^0$) – местоположение КА в этой системе координат (декартовы координаты центра масс КА). Дуальное управление – бикватернион $\mathbf{H}_x = \boldsymbol{\varepsilon}_x + s\mathbf{w}_x$,

т.е. дуальная композиция требуемого абсолютного углового ускорения ε_x и требуемой составляющей w_x абсолютного линейного ускорения КА; $\mathbf{i}$, $\mathbf{j}$, $\mathbf{k}$ – орты гиперкомплексного пространства (векторные мнимые единицы Гамильтона), а знак « $\circ$ » означает бикватернионное умножение. Необходимо построить бикватернионное программное управление $\mathbf{H}_x = \varepsilon_x + s\mathbf{w}_x$, обеспечивающее программный перевод КА, движение которого описывается уравнениями (1) из его произвольного заданного начального состояния

$$\Lambda(0) = \lambda(0) + s\lambda^0(0), \quad \mathbf{U}_x(0) = \omega_x(0) + s\mathbf{v}_x(0) \quad (2)$$

в его заданное конечное состояние

$$\Lambda(T) = \Lambda_k = \lambda_k + s\lambda_k^0, \quad \mathbf{U}_x(T) = \mathbf{U}_x^k = \omega_x^k + s\mathbf{v}_x^k. \quad (3)$$

При этом необходимо минимизировать функционал

$$\begin{aligned} J &= \int_0^T \mathbf{H}_x^2 dt = \int_0^T (\varepsilon_x + s\mathbf{w}_x)^2 dt = \\ &= \int_0^T (\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2) dt + s2 \int_0^T (\varepsilon_1 w_1 + \varepsilon_2 w_2 + \varepsilon_3 w_3) dt, \end{aligned} \quad (4)$$

характеризующий затраты энергии на перевод КА в конечное состояние (3). Время окончания процесса T в функционале (4) фиксировано и задано. На компоненты векторов требуемого углового и линейного ускорений (управлений) ограничений не наложено.

Решение задачи

С использованием принципа перенесения Котельникова-Штуди, позволяющего распространить кватернионные формулы, описывающие управление угловым движением, на бикватернионные формулы, описывающие управление общим пространственным движением твердого тела, получен оптимальный алгоритм программного управления пространственным движением КА в классе винтовых обобщённых конических движений (как известно, произвольное пространственное движение свободного тела эквивалентно винтовому движению). Этот алгоритм строится путем обобщения приближенного аналитического решения кватернионной задачи оптимального в смысле минимума энергетических затрат разворота КА при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА [3], которое, в свою очередь, получено на основе точного решения введенной Я.Г. Сапунковым модифицированной задачи оптимального разворота твердого тела [4]. Кратко опишем решение задачи.

В случае, когда свободное твердое тело совершает пространственное обобщенное винтовое коническое движение, для которого кинематический винт U_x тела имеет вид

$$U_x = \omega_x + s v_x = (\dot{F}(t) \sin G(t)) \mathbf{i} + (\dot{F}(t) \cos G(t)) \mathbf{j} + \dot{G}(t) \mathbf{k}, \quad (5)$$

где $F(t)$, $G(t)$, $\dot{F}(t)$, $\dot{G}(t)$ – произвольные дифференцируемые дуальные функции времени, бикватернионное кинематическое уравнение (1) имеет построенное нами аналитическое решение

$$\Lambda(t) = \Lambda_0 \circ \exp\{-(G(0)/2)\mathbf{k}\} \circ \exp\{-(F(0)/2)\mathbf{j}\} \circ \exp\{(F(t)/2)\mathbf{j}\} \circ \exp\{(G(t)/2)\mathbf{k}\} \quad (6)$$

– дуальный аналог кватернионного решения [4], “ $\exp\{.\}$ ” обозначает бикватернионную экспоненту.

Винтовое движение свободного твердого тела (КА), описываемое соотношениями (5), (6), можно обобщить, добавив произвольный дуальный поворот в инерциальной системе координат на дуальный постоянный угол вокруг некоторой оси.

С использованием выражений (5), (6) в начальный и конечный моменты движения удовлетворяются граничные условия задачи (2), (3).

Относительно дуальных функций $F(t)$, $G(t)$ и их первых и вторых производных (новых дуальных управлений) поставлена и аналитически решена с использованием принципа максимума оптимизационная задача; управления КА (векторы управляющей силы и управляющего момента) получены с использованием формул (5) и (6) на основе решения обратной задачи динамики движения свободного твердого тела.

Построенное таким образом аналитическое решение задачи управления пространственным движением КА является оптимальным в классе винтовых обобщённых конических движений.

Приведены примеры решения задачи пространственного маневрирования КА для случая, когда распределение масс КА соответствует сферически-симметричному КА, Международной космической станции и КА «Спейс Шаттл». Выявлены характерные свойства и закономерности процесса управления.

1. **Chelnokov Yu.N.** Synthesis of Control of Spatial Motion of a Rigid Body Using Dual Quaternions / Yu. N. Chelnokov // *Mechanics of Solids.* – 2020. – Vol. 55. – No. 7. – Pp. 59-80. DOI: 10.3103/S0025654420070080
2. **Chelnokov Yu.N.** Controlling the Spatial Motion of a Rigid Body Using Biquaternions and Dual Matrices / Yu. N. Chelnokov // *Mechanics of Solids.* – 2021. – Vol. 56. – No. 1. – Pp. 13-33.
3. **Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G.** Analytical quasi-optimal solution for the problem on turn maneuver of an arbitrary solid with arbitrary

boundary conditions / A.V. Molodenkov, Ya.G. Sapunkov // Mechanics of Solids. – 2019. – Vol. 54. – No. 3. – Pp. 474-485.

4. **Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G.** Solutions of the Optimal Turn Problem for a Spherically Symmetric Body under Arbitrary Boundary Conditions in the Class of Generalized Conical Motion / A.V. Molodenkov, Ya.G. Sapunkov // Mechanics of Solids. – 2014. – Vol. 49. – No. 5. – Pp. 495-505.

**3-2. Информационное
обеспечение
и взаимодействие
в космических системах**

УПРАВЛЕНИЕ ГЕОСТАЦИОНАРНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА ОРБИТАХ С ПОВЫШЕННЫМ НАКЛОНЕНИЕМ

*АО «Корпорация «Комета», г. Москва,
info@corpkometa.ru*

Активное освоение арктического региона приводит к необходимости развертывания космических систем связи и дистанционного зондирования Земли. Геостационарная орбита традиционно используется для описанных задач, но приполярные регионы не попадают в зону видимости космических систем (КС) на геостационарной орбите (ГСО). Одним из ключевых инструментов повышения эффективности таких КС является увеличение наклона орбиты до $5\text{--}15^\circ$.

Выведение космических аппаратов (КА) на орбиту с ненулевым наклоном позволяет решить сразу несколько технических задач, улучшающих технические характеристики КС на ГСО. Во-первых, выбор орбиты с наклоном $5\text{--}15^\circ$ при выведении с российских космодромов позволяет увеличить массу полезной нагрузки. Во-вторых, функционирование КА на ГСО с ненулевым наклоном позволяет вывести КА из густонаселенной геостационарной области на большей части витка, тем самым снизить риск опасных сближений с другими КА. В-третьих, ненулевое наклонение упрощает управление КА на орбите. Сокращение количества коррекций наклона снижает риски возникновения нештатных ситуаций и повышает автономность КА. Например, функционирование КА с оптимальными с точки зрения минимизации коррекций наклона орбиты параметрами начальной орбиты позволяет существенно снизить расход скорости.

В докладе описан принцип управления ненулевым наклоном орбиты геостационарного КА. Управление строится путем решения задачи по поиску оптимального положения плоскости орбиты. Поиск проводится в два этапа. Сначала выбирается величина наклона орбиты, затем величина инерциальной долготы восходящего узла (ИДВУ) орбиты.

Предложена методика выбора величины наклона орбиты для КА. При определении наклона орбиты КА учитываются

географическое положение и условия видимости КА со станций управления полетом и абонентских станций КС, а также возможности средств выведения КА на орбиту. Для определения величины наклона орбиты КА решается оптимизационная задача поиска максимума наклона при условии ограничения на значения пространственно-временных характеристик покрытия заданных районов наблюдения и ограничения на видимость КА с наземных станций по углу места.

Характер эволюции наклона орбиты определяется значением инерциальной долготы восходящего узла (ИДВУ) орбиты и астробаллистическими условиями. При запуске КА с заданным наклоном на орбиту со специально подобранной ИДВУ наклонение сначала уменьшается до минимальных значений, а затем растет. В случае если наклонение орбиты превышает максимально допустимое значение, то далее его уменьшают коррекциями.

В докладе описывается алгоритм управления наклоном КА, основанный на выборе ИДВУ орбиты выведения для каждого КА. Применение методики позволяет уменьшить скорость изменения наклона, тем самым сократить количество проводимых коррекций и требуемый расход рабочего тела на поддержание наклона. Эффект достигается путем выбора значения ИДВУ орбиты выведения по критерию минимума количества коррекций наклона орбиты в течение срока активного существования КА с учетом ограничений на технические характеристики двигательной установки КА при проведении коррекций.

Приведены результаты моделирования, подтверждающие эффективность предложенных решений. Для модельной орбитальной группировки определено максимально- допустимое значение наклона орбиты. Для всех КА на интервале сароса определены оптимальные значения ИДВУ запуска. Применение описанных методик сократило необходимый запас рабочего тела более чем в 2 раза. При выведении с оптимальной ИДВУ коррекции необходимо проводить в самом худшем случае в течение последней трети срока активного существования КА.

О ВОЗМОЖНОМ ПОСТРОЕНИИ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ НА ОСНОВЕ ФОТОСНИМКОВ ПЛАНЕТЫ

ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв, mikhail.belyaev@rsce.ru

В настоящее время в связи с планируемыми лунными проектами и созданием российской орбитальной станции (РОС) актуальны задачи отработки автономных методов навигации. Один из предложенных методов определения движения орбитальной станции (ОС) основан на использовании фотоснимков Земли. Даже по одному снимку земной поверхности, сделанному с борта ОС, возможно оценить положение станции в момент фотографирования при условии, что удастся опознать местность, изображенную на снимке [1-3].

Для создания системы автономной навигации необходима организация работ по регулярному уточнению параметров орбиты предложенным способом. В этом случае применяется система автоматического наведения фотоаппаратуры на объекты [2] и техника съёмки, позволяющая увеличить количество опознаваемых снимков. В результате предыдущих измерений орбита ОС считается априорно известной с точностью в несколько секунд полета. Эти данные можно использовать при планировании съёмок для повышения их эффективности, выбирая из списка объектов те, которые легко опознаются на снимках. Ошибка в определении орбиты станции после проведения обработки составляет при этом несколько сотен метров.

Требование обеспечить достаточно равномерное расположение снимаемых объектов вдоль трассы полета можно сформулировать в виде следующего ограничения: расстояние ΔL вдоль трассы между соседними объектами, вошедшими в программу съёмок, должно быть не меньше ΔL_{MIN} и не больше ΔL_{MAX} . Можно потребовать, чтобы число выбранных с учетом этого ограничения объектов было максимально, при этом можно также учитывать вероятность облачности над объектами.

Навигационная цель съёмок может быть совмещена с целями научных экспериментов, если для выбираемых объектов учитывается сравнительная ценность (информативность) их наблюдений. Информативность программы наблюдений рассчитывается как сумма входящих в эту программу информативностей наблюдений объектов [3].

При планировании съёмок с использованием точных методов линейного программирования применяются два основных подхода. При

первом из них сначала формируются всевозможные программы наблюдения, удовлетворяющие заданным ограничениям, а затем методами линейного программирования из них выбирается программа с максимальной возможной информативностью [2]. Такой способ требует значительного времени на этап подготовки программ, хотя формулировка задачи линейного программирования, которая решается на втором этапе, относительно несложна. При этом на первом этапе программы, которые не удовлетворяют ограничению на расстояние по трассе между соседними объектами, просто не формируются.

При другом подходе сама задача линейного программирования формулируется так, чтобы сразу получить в результате программу с максимальной информативностью. Вводится список параметров X , кодирующих программу съемок, в простейшем случае это двоичный список x_i ($i = 1, \dots, N$), где N – общее число объектов. Значение x_i равно 1, если объект с номером i включен в программу съемок, и равно 0 в противном случае. Таким образом, типичная программа наблюдений имеет вид $\langle x_1, x_2 \dots x_{N-1}, x_N \rangle = \langle 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 1 \dots 0 \ 1 \ 1 \ 0 \ 1 \rangle$. Вместо 1 параметрам x_i может приписано значение информативности наблюдений соответствующих объектов.

Задача линейного программирования заключается в выборе для съемок такого набора объектов, чтобы сумма информативности их наблюдений была максимальна:

$$P(X) = \sum_{i=1}^N x_i \rightarrow \text{MAX}. \quad (1)$$

По сравнению с первым подходом здесь полностью исключается трудоемкий этап предварительной подготовки всех возможных программ, но в формулировку задачи линейного программирования необходимо включить дополнительные ограничения, а также введенное выше специальное условие ($\Delta L_{\text{MIN}} < \Delta L < \Delta L_{\text{MAX}}$), выраженное в виде линейных неравенств, что увеличивает время решения задачи.

Общий список объектов составляется в хронологическом порядке моментов их наибольшего сближения с ОС. Программы наблюдений представляют собой сокращенные версии этого списка, выбранные при решении задачи максимизации информативности съемок с учетом заданных ограничений. Для решения подобных задач представляется перспективным подход с использованием принципов динамического программирования, когда формирование программы съемок начинается с последних объектов общего списка, исходя из любой возможной комбинации предшествующих объектов.

При увеличении числа объектов в общем списке формирование программы наблюдений точными методами требует неприемлемых вычислительных затрат. В таких случаях применяются приближенные

методы, позволяющие формировать программы съемок, достаточно эффективные для практического применения.

Из таких методов для подготовки программ съемок с борта ОС в основном используются различные версии генетического алгоритма [2]. Возможные варианты программ представляются в виде последовательностей нулей и единиц (либо значений информативности наблюдений объектов). Объекты, не включенные в программу, обозначаются нулями:

$$X = \langle x_1, x_2 \dots x_{N-1}, x_N \rangle = \langle 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 1 \dots 0 \ 1 \ 1 \ 0 \ 1 \rangle.$$

Такие последовательности трактуются как «генотипы». Случайным образом формируется начальный набор генотипов, затем с применением операторов скрещивания, мутации и отбора формируются следующие поколения генотипов, из которых выбираются генотипы с максимальной функцией приспособленности (информативности). Ограничения (в том числе на расстояния по трассе $\Delta L_{MIN} < \Delta L < \Delta L_{MAX}$) обычно учитываются путем добавления соответствующих M штрафных коэффициентов S_j в функцию приспособленности:

$$F(X) = \sum_{i=1}^N x_i - \sum_j^M S_j \rightarrow MAX. \quad (2)$$

Однако нет теоретически обоснованного алгоритма выбора величин этих коэффициентов. Штрафные коэффициенты не используются, если в алгоритме из рассмотрения исключаются генотипы, задающие неосуществимые или нежелательные программы съемок.

Таким образом, применение автоматической системы наведения фотоаппаратуры и специально разработанной технологии выполнения съёмки наземных объектов позволяет создать систему автономного определения орбиты станции на основе фотоснимков планеты с необходимой для практики точностью. Предложенная технология съёмки позволит также создать алгоритмы автоматического опознавания снимков, получаемых для решения навигационной задачи.

1. **Микрин Е.А., Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю.** Определение орбиты по выполняемым космонавтами снимкам поверхности Земли и Луны // Космическая техника и технологии. 2018. № 4(23). С. 88–99.
2. **Боровихин П.А.** Методы совместного решения задач наведения научной аппаратуры, навигационной обработки изображений и управления полетом космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук. Москва. 2022. 158 с.
3. **Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю.** Автономная навигация в пилотируемых космических полетах и отработка в эксперименте «Вектор-Т» на МКС технологии определения

параметров орбиты по снимкам планеты // Гироскопия и навигация. 2024. Том 32. № 4(127). С. 88–104.

И.К. Бжинаев, А.А. Коваленко

АВТОМАТ-РАСПОЗНАВАТЕЛЬ ДЛЯ ЯЗЫКА ФОРМАЛЬНОГО ОПИСАНИЯ ПОЛЕТНЫХ ПРОЦЕДУР

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С. П. Королёва, г. Королев, post@rsce.ru*

Актуальность

Развитие космонавтики обуславливает внедрение современных методов автоматизации для обеспечения высокого качества процесса управления. Возрастающая сложность и количество выполняемых космическими аппаратами полетных операций требуют от ведущих мировых космических лидеров, решения ряда нетривиальных задач в условиях высокой материальной и репутационной цены ошибок в данной сфере. Помимо базовых задач производственного и технологического контроля, при условии, что все этапы создания и введения в эксплуатацию новых изделий выполнены безупречно, фундаментальный вопрос управления объектом в космическом пространстве так же еще подвергается всесторонней модернизации и принципиально качественным изменениям. Одним из путей минимизации различных ошибок управления и планирования полетных операций, является формализация документации, непосредственно разрабатываемых полетных процедур и внедрение специального математического обеспечения, для снижения влияния человеческого фактора и оптимизации существующих систем, задействованных в процессе управления на всех уровнях. Данная проблема решается для автоматических космических аппаратов, но особенно остро она стоит перед пилотируемыми системами, особенно при управлении несоизмеримо более сложными, чем спутник, высоко технологическими объектами – орбитальными комплексами, где цена ошибок несоизмеримо выше, а процесс управления и его организация должны учитывать на порядок больше факторов, включая работу экипажа, чем автоматический космический аппарат. Для решения задач на стыке процесса планирования полетных операций, их непосредственной реализации и разработки массивов цифровой информации, задействованной в процессе командно-программного управления Российским сегментом

международной космической станции (РС МКС), в ракетно-космической корпорации «Энергия» применяется специальный язык формального описания полетных процедур (ФОПР). Его внедрение позволило значительно усовершенствовать систему разработки полетных процедур в рамках детального плана полета, включая базовые ежедневные процедуры и более комплексные полетные операции, такие как дозаправка баков горючего одного из модулей станции. Следующим этапом является применение специальных программных средств конвертации разработанных формализованных полетных процедур в коды массивов цифровой информации, непосредственно применяемых в процессе командно-программного управления РС МКС.

Автомат распознаватель языков ФОПР и ОПС*

Для трансляции текстов формализованных полетных процедур (ФППР) необходимо наиболее универсальное и простое программное решение основанное на синтаксисе и грамматике языков ФОПР и ОПС, так как ФППР содержат исходную информацию для формирования массив цифровой информации, что в свою очередь определяет вид конечных текстов сеансов связи, задействованных на конечном (перед непосредственной выдачей управляющих воздействий) этапе командно-программного управления на наземном комплексе управления. Соответственно, синтаксис языка ФОПР разрабатывался с учетом как высокой степени формализации информации для полетной процедуры, так и с максимальной близостью операторов и грамматических конструкций к форме, задействованной в описании управляющих воздействий для бортового комплекса управления. Таким образом первым шагом для конвертации текстов ФППР в массивы цифровой информации и тексты ПСС, специальное математическое обеспечение должно корректно считать полетную процедуру, распознать ключевую информацию, провести синтаксический анализ текста и после предоставить вводные данные в модуль формирования массивов цифровой информации. Воспользуемся методами теории формальных грамматик. В общем случае анализатор строится следующим образом:

1. Составляется автоматная грамматика, при необходимости

* Язык ОПС (или ЯОПС) – язык описания программы сеансов связи, программный инструмент, задействованный на заключительном этапе командно-программного управления, предназначенный для описания логико-временной последовательности выдачи управляющих воздействий с наземного комплекса управления на борт, содержащий имена массивов цифровой информации и другие элементы (паузы, комментарии, условия выдачи и т.д.) задействованные сеансе связи.

- приводимая к вполне детерминированной форме;
2. По грамматике строиться граф состояний;
3. Пишется программное обеспечение для анализатора (с добавлением семантических правил).

Однако, постановка задачи просто распознавания принадлежности фразы языку некорректна, так как область применяемого программного обеспечения невероятно специализирована, ведь в качестве входных данных будут поданы тексты на языке ФОПР и программное обеспечение будет выполнять свои функции, либо на вход будут поданы тексты непригодные для работы, и тогда нарушенная логика работы программы остановит трансляцию. Куда важнее для данной задачи не отвечать на вопрос принадлежности вводимых текстов языку, а грамотное обеспечение считывания информации и ее распознавание для вычленения исходных данных для модуля формирования массивов цифровой информации. Воспользуемся методом распознавателя. Распознаватель в данном случае – алгоритм, определяющий некоторое множество, абстрактно сводимый к нескольким элементам: ленты, считывающей головки, устройства управления и внешней памяти.

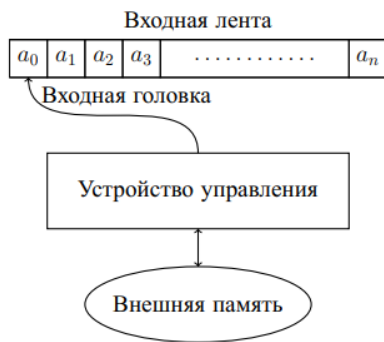


Рис. 1. Общая схема автомата распознавателя

В качестве ленты в нашем случае выступает поступающая цепочка символов, текста ФППР. Ключевые символы (концевые маркеры), так же были заложены в синтаксис языка ФОПР при его разработке. Очевидным решением, для реализуемой считывающей головки является ее правосторонняя направленность, то есть на каждом такте считывания ячейки с ленты (символа), головка перемещается исключительно вправо, так как сама структура используемых данных предполагает неизменность символов на входной ленте. В качестве внешней памяти

автомата выступает алфавит языка ФОПР – объединение алфавитов А, В, С, D – где А – алфавит кириллических символов, В – латинских символов, С - цифр включая 0 и D – алфавит специальных символов. На основе описанной абстракции предлагается построение общего аппарата распознавателя, с выводением таблиц грамматик для детерминированного и недетерминированного автоматов, предназначенных для распознавания текстов языка ФОПР, с практической их реализацией в программном виде.

Выводы

Применение элементов теории формальных грамматик, позволяет получить практический результат, в виде программного продукта, способного распознавать вводные тексты на языке ФОПР, для вычленения ключевых данных, предназначенных для формирования управляющей информации, задействованной в командно-программном управлении РС МКС. Полученные модели автоматов, на примерах распознавания базовых операторов языка ФОПР, могут быть применены в разработке комплексного программного обеспечения для конвертации текстов ФППР.

1. **Бжинаев И.К., Коваленко А.А., Козлечков А.Г.** Совершенствование системы реализации полетных операций. Материалы 15-ой мультikonференции по проблемам управления. СПб. 2022. С. 142-144.
2. **Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.** Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. /; под общ. ред. Лысенко Л.Н. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. – 426 с.: ил.;
3. **Кравец В.Г.** Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995. – 256 с.: ил.;
4. **Брега А.Н., Коваленко А.А.** Командно-программное управление полетом Российского сегмента МКС. Космическая техника и технологии. 2016. №2(13). С. 90-104.
5. **Бжинаев И.К., Коваленко А.А.** Транслятор для решения задач реализации полетных операций. XLVIII Академические чтения по космонавтике посвященные памяти академика С. П. Королёва. Москва. 2024.
6. **Chaudhri, G.** A Model for a Spacecraft Operations Language [Электронный ресурс] /G.Chaudhri, J.Cater, B.Kizzort // Режим доступа.

7. **Chaudhri, G.** Ground Systems. The Need for Standardization [Электронный ресурс] / G.Chaudhri, S.Hollander // Режим доступа: <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2004-333-178>.
8. **Kepler MOC.** Architecture and Design Notebook. Flight Operations Subsystem OASIS-CC Software [Электронный ресурс] Режим доступа: http://www.stsci.edu/old/old/vhost/keplerdmc/GSCDR/MOC/Architecture_Design_Notes/MOC_ADN_5_Flight_Operations/MOC_ADN_5_FO_OASIS-CC.pdf.
9. **Dan, Y.U.** Design and Implementation of Spacecraft Automatic Test Language [Электронный ресурс] / Y.U.Dan, M.A.Shilong // Режим доступа: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936111600344>.
10. **Bracco, C.** SCOPE product: the Thales Alenia Space Unified Operations Preparation Environment [Электронный ресурс] / C.Bracco, N.Richasse, D.Portilla // Режим доступа: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2018-2313>.
11. **Garcia, G.** Use of Python as a satellite operations and testing automation language [Электронный ресурс] / G.Garcia // Режим доступа: <http://csse.usc.edu/GSAW/gsaw2008/s6/garcia.pdf>.
12. **Барков, А.В.** Структура проблемно-ориентированного языка испытаний космических аппаратов / А.В.Барков // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2006. – № 5. – С. 15-18.
13. **Фаулер, М.** Предметно-ориентированные языки программирования / М.Фаулер. – М.: СПб.: Киев: Вильямс, 2011. – 576 с.
14. **Фаулер, М.** Языковой инструментарий: новая жизнь языков предметной области [Электронный ресурс] / М.Фаулер // Режим доступа: <http://www.maxkir.com/sd/languageWorkbenches.html>.
15. **Ботов, Д.С.** Возможности и проблемы использования современного языкового инструментария в разработке на предметно-ориентированных языках программирования / Д.С.Ботов // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. – 2013. – Т. 13. № 2. – С. 128 -130.
16. **Васильев, С.С.** Об использовании в программировании проблемноориентированных языков / С.С. Васильев, В.Б. Новосельцев // Известия Томского политехнического университета. – 2008. – Т. 313. № 5. – С. 68-72.

ПЛАНИРОВАНИЕ ПОДСПУТНИКОВОЙ НЕПРЕРЫВНОЙ СЪЁМКИ

*ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва», г. Самара,
vivseev02@inbox.ru, simonova_ev@ssau.ru*

Введение

В настоящее время наблюдается увеличение количества заявок на съёмку местностей при помощи спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Рынок съёмок из космоса, по расчётам, растёт примерно на 11.6% ежегодно и продолжит рост в будущем [1]. При возрастании количества спутников увеличивается и сложность их управления, что может привести к уменьшению количества обработанных заявок и, как следствие, к уменьшению конечной прибыли [2]. Для решения этой проблемы предлагается разработать систему планирования непрерывной подспутниковой съёмки.

Основная часть

Задачей разрабатываемой системы является формирование расписания съёмки поверхности Земли группой космических аппаратов с последующим планированием сеансов передачи полученной информации.

Большая часть работ по решению аналогичной проблемы в основе используют эвристические подходы [3, 4]: генетический алгоритм, роевой алгоритм, метод математического моделирования. Такие решения имеют проблему масштабируемости: при увеличении размерностей задачи значительно возрастает время планирования, возникает лавинный эффект. Чтобы решить эту проблему используется более адаптивный, мультиагентный, подход [5]. Однако такие работы, в основном, направлены на решение задачи съёмки точечных объектов, что снижает сложность планирования по сравнению со съёмкой площадных объектов. Таким образом, актуальна задача планирования площадных объектов алгоритмами, которые устойчивы к лавинному эффекту.

Для составления расписания используется модель общей доски с использованием мультиагентных технологий и жадных алгоритмов. Модель состоит из трёх компонентов: источников знаний, доски и обработки информации [6].

Выбранную в данной работе реализацию модели общей доски можно представить как упрощённую мультиагентную систему, так как взаимодействие агентов происходит не напрямую, а посредством буфера – доски. Это позволяет упростить разработку алгоритма, при этом сохранив такое важное для решения свойство мультиагентного подхода как отсутствие лавинообразного эффекта при увеличении размерности задачи.

Основным алгоритмом системы является алгоритм формирования расписания, который разделён на 3 последовательных этапа: расчёт прогноза видимостей съёмки и передачи, формирование расписания агентами спутников, обработка расписаний.

Для оценки эффективности составленного расписания используется ценность решения системы. Она выражается в бонусах, которые начисляются за действия, приводящие к более ранним операциям, и не изменяются в ином случае.

После окончания формирования видимостей каждый агент спутника, стремясь максимизировать своё количество бонусов, начинает формирование расписания. Агенты работают раздельно и до их отправки на доску расписания никак не пересекаются между собой. При формировании агенты учитывают следующие ограничения системы:

- 1) Местность может быть передана только полностью и только за один сеанс связи;
- 2) Местность может быть снята только одним космическим аппаратом;
- 3) Спутник имеет скорость съёмки и скорость передачи данных;
- 4) Станция имеет скорость получения данных;
- 5) Ни спутник, ни станция не могут выполнять больше одного действия в определённый момент времени.

Если во время формирования появляются видимости, интервалы которых пересекаются, то в конечное расписание попадает только та видимость, которая имеет большую ценность.

Планирование точечных объектов происходит за один сеанс съёмки. При планировании площадных объектов агент для каждой местности рассчитывает долю покрытия: часть местности, которая была снята за все запланированные сеансы съёмки. Передача снимков площадного объекта происходит только при условии, что агент посчитал его снятым (доля покрытия больше некоторого порога, обычно 0.9-0.95).

Как только все космические аппараты отправили расписание на доску, начинается их обработка. Алгоритм, стремясь максимизировать количество бонусов системы, выбирает наиболее оптимальные съёмки местностей и помечает выбранные интервалы у космических аппаратов и приёмных станций как занятые.

Количество итераций расчёта баллов, выполняемое данным алгоритмом, равно числу местностей, которые требуется снять. Это необходимо для того, чтобы после планирования каждой местности спутники, которые не получили заявку, снова могли учитывать те временные периоды, которые ранее выделяли на съёмку запланированной местности. Обработчик доски работает на основе жадного алгоритма и для каждой итерации выбирает оптимальное решение на основе максимального количества баллов.

Заключение

На основе анализа недостатков существующих решений была разработана система автоматизированного планирования подспутниковой съёмки, которая демонстрирует возможность применения модифицированной модели общей доски в условиях увеличивающейся нагрузки на орбитальные спутниковые группировки без риска возникновения лавинного эффекта. Описанный алгоритм работы системы поддерживает планирование не только точечных, но и площадных объектов, что расширяет области его применения и приближает к использованию в реальных задачах управления спутниковыми группировками.

1. Remote Sensing Technology Market Trends [Электронный ресурс] / URL: <https://www.grandviewresearch.com/industry-analysis/remote-sensing-technologies-market> (Дата обращения: 19.05.2025).
2. Exact and Inexact Methods for the Daily Management of an Earth Observation Satellite / E. Bensana, G. Verfaillie, J. C. Agnès, N. G. Bataille and D. Blumstein. / SpaceOps96, 1996.
3. **Barkaoui M., Berger J.** A New Hybrid Genetic Algorithm for the Collection Scheduling Problem for a Satellite Constellation // Journal of the Operational Research Society. 2019. Vol.71, N. 9. P. 1390–1410.
4. **Емельянов А.А., Малышев В.В., Смольянинов Ю.А., Старков А.В.** Формализация задачи оперативного планирования целевого функционирования разнотипных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2017. № 96. С. 11.
5. **Yang Y., Liu D.** Distributed Imaging Satellite Mission Planning Based on Multi-Agent // IEEE Access. 2023. Vol. 11. P. 65530–65545.
6. Blackboard systems. / Nii H. P. / Knowledge Systems Laboratory, Depts. of Medical and Computer Science, Stanford University, 1986.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СХЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ НА ОРБИТЫ МАЛОГО НАКЛОНЕНИЯ*

*¹Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва
zhykov99@gmail.com*

*²Научно-исследовательский институт прикладной механики и
электродинамики Московского авиационного института, г. Москва,
elnikov_rv@mail.ru*

Введение

Группировки космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), которые разворачиваются на орбитах с малым наклоном, представляют значительный практический интерес для исследований экваториальных регионов. Такие орбиты обладают заметно более высокой периодичностью покрытия территорий по сравнению с традиционно используемыми в российской космонавтике солнечно-синхронными орбитами. Однако, несмотря на их очевидные преимущества, осуществление вывода полезной нагрузки на подобные орбиты с российских космодромов сопряжено с весьма значительными энергетическими затратами из-за их северного географического расположения.

Одним из способов уменьшения энергетических затрат для выведения КА является применение комбинированных схем выведения, использующих энергетические возможности разгонного блока (РБ) с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) наряду с энергетическим возможностями самого КА, оснащенного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Использование комбинированной схемы позволяет, с одной стороны, существенно повысить массу полезной нагрузки КА в силу высокого удельного импульса тяги ЭРДУ, а с другой стороны, добиться приемлемой длительности транспортной операции благодаря высокому значению реактивного ускорения ЖРД.

* Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-79-30009, <https://rscf.ru/project/25-79-30009/>

Постановка задачи

В данной работе рассмотрена задача оптимизации межорбитального перелета КА на геометрически-устойчивую орбиту малого наклона с помощью комбинированной схемы выведения.

Рассматривается следующая программа полёта:

- Ракета-носитель (РН) выводит головной блок КА вместе с РБ на опорную круговую орбиту;
- РБ переводит головной блок на эллиптическую промежуточную орбиту (ПО) по схеме оптимального трехимпульсного апсидального перелета [1] с помощью ЖРД;
- КА совершает перелет с помощью собственной электроракетной двигательной установки на рабочую орбиту после отделения РБ на ПО.

Перелет рассматривается в центральном ньютоновском поле, поэтому значение долготы восходящего узла промежуточной орбиты не влияет на энергетические затраты комбинированной схемы перелета и может быть выбрано произвольно. Значение аргумента перигея фиксировано и принято равным 0.

Задача оптимизации траектории решается в рамках формализма принципа максимума Понтрягина [2]. Критерием оптимизации является минимальное время перелета при ограничении на конечную массу полезного груза на целевой орбите.

Эксцентриситет, наклонение и большая полуось ПО заранее неизвестны. Они определяются в процессе решения краевой задачи. Уравнения движения записаны в оскулирующих элементах, не имеющих особенностей в окрестности нулевого эксцентриситета.

Заключение

Получены численные результаты анализа. Сделаны выводы о целесообразности практического применения комбинированных схем развёртывания космических систем ДЗЗ на орбитах малого наклона.

1. **М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перелыгин, В.К. Безвербый;** Под. ред. В.П. Мишина. Механика космического полета: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 1989. – 408 с.
2. **Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф.** Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1976.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПОЛЁТНЫХ ОПЕРАЦИЙ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С. П. Королёва, г. Королев, post@rsce.ru*

Реализация полетных операций методом командно-программного управления

Конечным результатом управления любым космическим аппаратом (КА), является достижение целевой задачи полета, которая может быть разбита на совокупность задач по обеспечению функционирования КА (поддержание ориентации, обеспечение работоспособности систем, навигационно-баллистические задачи и т.д.) и целевые подзадачи (научные эксперименты, обеспечение жизнедеятельности экипажа для пилотируемых КА, дистанционное зондирование Земли для спутников ДЗЗ и т.д.). Каждую совокупность выполняемых взаимосвязанных задач управления можно свести к отдельной полетной операции*. Полетные операции для сложных технологических объектов, коими являются орбитальные комплексы, имеют в составе большее количество подзадач, решаемых одновременно в процессе управления, по сравнению с автоматическими КА. Так, многоцелевые долговременных пилотируемые орбитальные станции имеют гораздо более широкую номенклатуру разнотипных полётных операций, как служебных, так и целевых, что обусловлено значительно большим количеством бортовых систем, режимов работы, выполняемых функций, наличием экипажа и, соответственно, большей ценой ошибки управления. Изменение состояния КА осуществляется выдачей множества управляющих воздействий, что в случае орбитальных комплексов, характеризует их программу полета (запланированную совокупность полетных операций) как гораздо более комплексную (как в качественном, так и в количественном отношении) по сравнению с автоматическими КА и транспортными пилотируемыми кораблями, а значит требующей более сложной архитектуры управления и принятия решений. На сегодняшний

* Полетная операция КА – это совокупность действий по изменению состояния КА, локализованных в пространстве, ограниченных во времени, объединенных единым замыслом, и направленных на достижение заданной цели. Целью полетной операции является выполнение отдельной задачи космического полёта.

день общую схему алгоритма управления орбитальным комплексом на его конечном этапе можно представить в следующем виде (рисунок 1.).

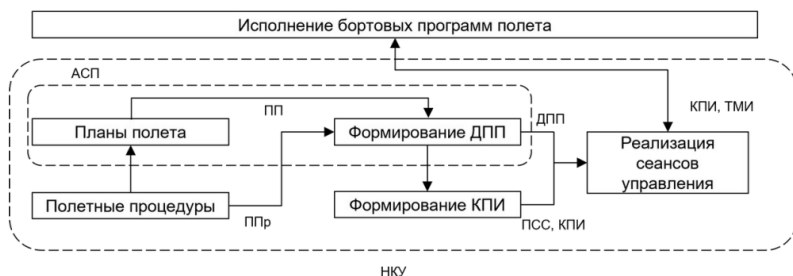


Рис. 1. Общая схема алгоритма реализации полетных операций на конечном этапе процесса управления орбитальным комплексом

Где, БКУ – бортовой комплекс управления, НКУ – наземный комплекс управления, АСП – автоматизированная система планирования, ПП – план полета, ДПП – детальный план полета, ППр – полетные процедуры, ПСС – программа сеансов связи, КПИ – командно-программная информация, ТМИ – телеметрическая информация.

Представленный алгоритм сводится к следующей последовательности действий:

- Разработка описаний полётных операций в виде формализованных полётных процедур (ФППр);
- Детальное планирование полёта;
- Формирование бортовых программ полёта в виде массивов командно-программной информации (КПИ);
- Ввод массивов КПИ в бортовую вычислительную систему (БВС);
- Исполнение бортовых программ полёта в БВС параллельно с вводом и исполнением в БВС массивов КПИ реального времени с контролем по телеметрии.

Исходя из определения полетной операции как множества состояний КА, каждое из которых является функцией времени, представляется возможным описание процесса управления в виде соответствующих функций времени. Командное управление:

$$\vec{U} = f(t'), \quad (1)$$

где $\vec{U}$ – вектор управляющих воздействий, t' – время (ограниченное интервалами зоны радиовидимости).

Ограничения на область определения функции, обусловлены:

- зонами радиовидимости;
- техническим состоянием наземных командно-измерительных и телеметрических систем;
- возможными конфликтами, вызванными взаимодействием одних и тех же средств НКУ для управления различными КА.

Источником команд является наземный комплекс управления.

Программно-временное управление:

$$\vec{U} = f(t), \quad (2)$$

где $\vec{U}$ – вектор управляющих воздействий, t – время.

Время выдачи разовых и числовых команд, временных и параметрических уставок рассчитывается в НКУ в виде бортовой программы полёта (БПП) и закладываются в БКУ по КРЛ в зоне радиовидимости НКУ или МКСР. Все управляющие воздействия формируются БКУ как заданная функция времени в соответствии с БПП (выдача команд по временным условиям). Требуется своевременной разработки и выдачи в БКУ БПП, содержащих временные интервалы и режимы работы бортовых систем. Период исполнения БПП определяется объемом памяти БВС и задачами целевого использования КА, в т.ч., длительностью интервала детального планирования и реализации. Координатно-временное управление:

$$\vec{U} = f(\vec{X}, \vec{P}, t), \quad (3)$$

где $\vec{U}$ – вектор управляющих воздействий, $\vec{X}$ – вектор состояния объекта управления, $\vec{P}$ – вектор заданных значений параметров, t – время.

Является расширением программно-временного метода управления: команды выдаются не только по временным, но и по логическим условиям. Управляющие команды формируются как функция не только времени, но и измеряемых и прогнозируемых параметров текущего состояния КА и значений исходных данных или заданных параметров, необходимых для выполнения целевых функций КА. Применение методов отложенного управления значительно сокращает ограничения по доступности зон радиовидимости наземных средств управления полётом. Исполняемая программа полета определяет количество и сложность реализуемых используемым методом управления полетных операций, что в свою очередь определяет количество и сложность задействованных в управлении управляющих воздействий. На практике это определяет тот объем и сложность командно-программной информации необходимой для реализации в процессе управления, являющейся по сути программным описанием (набором параметров, логико-временных условий и т.д.) используемых

для управления воздействий. Так, же как процесс управления можно описать с помощью функции, точность управления можно представить в виде выражения и получить конкретное число, позволяющее оценить успешность реализуемого управления.

$$K = 1 - \frac{N_f}{N}, \quad (4)$$

где N – общий объем реализованной КПИ, N_f – объем КПИ, содержащей ошибку.

Благодаря высокому уровню автоматизации и применения современных технологий, для существующих орбитальных комплексов на текущий момент число $K \approx 0.998$ на базе 1 год. Однако, постоянный рост количества и сложности исполняемых программ полета, ведет к росту количества и сложности разрабатываемой КПИ (рисунок 2), что актуализирует задачу поддержания высокой точности управления.

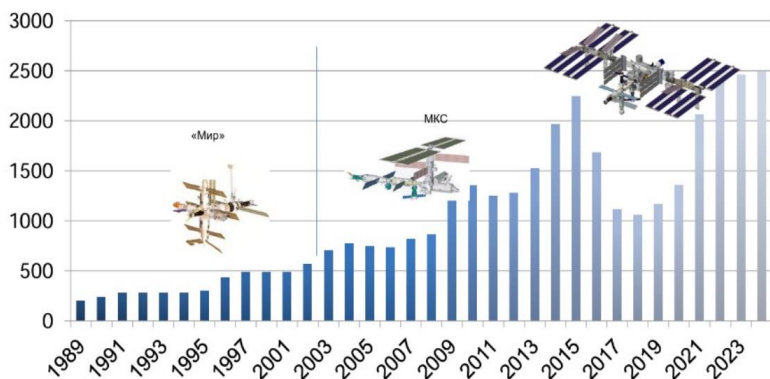


Рис. 2. Объём КПИ по годам, N тыс. слов

Применение формализованных полетных процедур для обеспечения высокой точности процесса управления

Если из общей задачи управления полетом исключить ошибки технического характера (неисправность оборудования, ошибки программного обеспечения, фундаментальные ошибки при создании используемых технических средств и т.д.), главным источником возникновения ошибок останутся человеческий фактор, в том числе и при принятии ключевых решений, и связанные с ними ошибки на стыке задач планирования и реализации полетных операций на разработки КПИ, ее выдачи на борт, неочевидных ошибок планирования на этапе создания ДПП, из которых напрямую могут проистекать содержащие ошибки массивы КПИ, ошибки при создании сеансов связи с бортом.

Конечный этап процесса управления в общем виде можно свести к цепочке: разработка ДПП → ввод исходных текстов КПИ → трансляция исходных текстов КПИ → запись КПИ в базу данных → реализация полетных операций. В рамках решаемой задачи, предлагается сократить влияние факторов приводящих к ошибкам на всех этапах перехода требуемой для качественного управления информации, путем формализации текстов полетных процедур, к виду пригодному для трансляции программными методами текстов КПИ непосредственно из формализованной процедуры и упрощенному для вербального восприятия и работы оператора -человека.

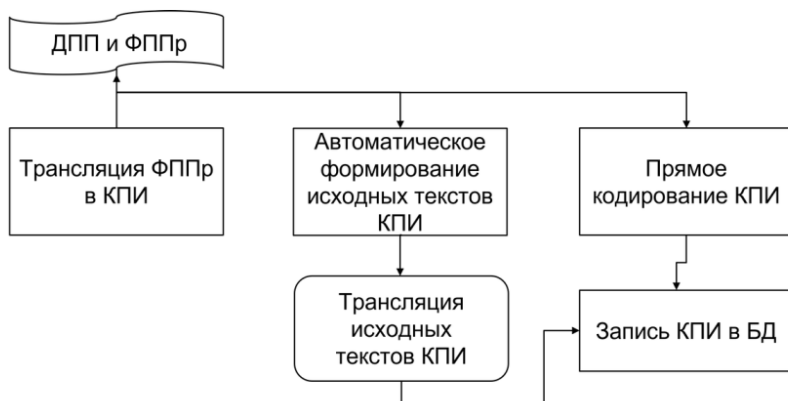
Формализованная полётная процедура (ФППр) – формализованный документ, содержащий упорядоченную последовательность действий, называемых шагами, выполнение которых приводит к реализации соответствующей полётной операции или её функционально законченной части. Шаги полётной процедуры содержат:

- Условие выполнения шага;
- Способ выдачи управляющих воздействий (тип шага);
- Содержание в виде последовательности управляющих воздействий.

Основная идея применения ФППр - Детальный план полёта должен состоять только из документированных полётных операций. Каждая полётная операция должна быть обеспечена формализованной процедурой.



Рис. 3. Схема реализации полётных операций с ФППр



Применение формализованных процедур в процессе разработки ДПП имеет ряд преимуществ перед классическим подходом:

- Исключение ручного ввода и редактирования исходных текстов КПИ;
- Прямое автоматическое кодирование отдельных видов массивов КПИ с детерминированной структурой, например, таблиц расписания работы радиосредств (расписания сеансов связи — РСС);
- Автоматическое формирование исходных текстов КПИ для управления типовыми полётными операциями;
- Устранение субъективизма к формированию КПИ (человеческий фактор);
- Повышение оперативности управления;
- Повышение точности управления;
- Повышение производительности.

В качестве инструмента формализации полетных процедур используется специализированный разработанный предметноориентированный алгоритмический язык формального описания процедур (ФОПР). В качестве основы синтаксиса языка ФОПР был использован хорошо зарекомендовавший себя язык описания суточных программ полёта (СПП).

Разработка такого языка позволила решить следующие задачи:

- автоматизированное формирование полётных процедур;
- автоматизированную подготовку исходных данных для формирования ДПП, что приводит к упрощению проверки и отработки готового ДПП.

В качестве структурной единицы ФППр используется шаг процедуры. Благодаря гибкой настройке атрибутов шага, операторам управляющих воздействий, логических и временных условий, специальным маркировочным символам, доступу к базе данных переменных задействованных в работе БКУ, интеграции специального мат обеспечения в общую структуру автоматизированной системы планирования, грамматической и синтаксической структуре комплиментарной с классическими контекстносвободными языками программирования (например языками группы C, C#, C++), ФОПР позволяет формализовать любую полетную процедуру для орбитального комплекса, а так же транслировать тексты процедуры непосредственно в тексты КПИ, при применении специального транслятора.

Структурная единица ФППр – шаг процедуры:

[Источник УВ: (СПП СМ, СПП МИМ1, СПП МИМ2, БПП, КРП)

Условие выдачи:

абсолютное время: чч.мм.сс;

или

временная привязка к баллистическим данным:

ВИТ [N] T[x][y]-H[z] ± чч.мм.сс;

или

логическое условие или пауза

- Управляющее воздействие]

// комментарий – неформализованный текст: пояснения, примечания, особенности

//

где [N] – номер витка; [x] – начало (н) или конец (к) зоны НИП; [y] – зона НИП (нулевая или 7ми-градусная); [z] – номер НИП

Рис. 4. Общая структура формализованной полётной процедуры

Внедрение формализованных полетных процедур позволило доработать механизм разработки и согласования ДПП, а их применение, на данном этапе проходит апробацию результатов в реальной работе наземного комплекса управления орбитальным комплексом.

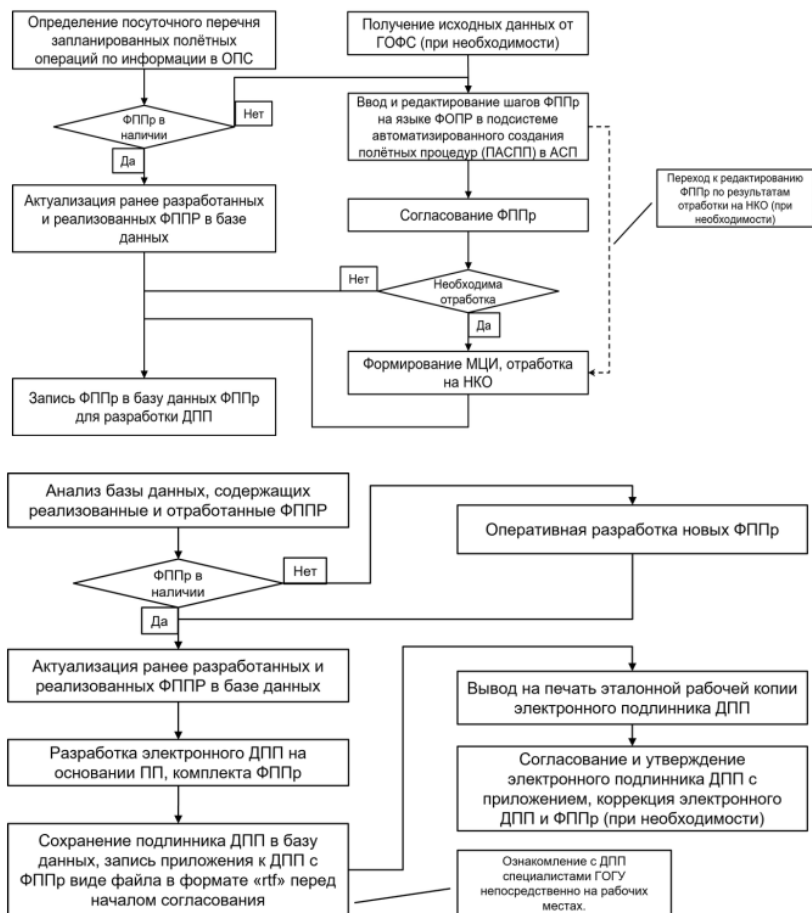


Рис. 5,6. Актуальная процедура разработки и согласования ДПП

Выводы

Формализованные полетные процедуры обеспечивают:

- единый вид программного и текстового представления содержания полётной операции;
- Повторное применение ранее разработанных процедур (однократное создание – многократное применение), что приводит к

снижению вероятности ошибок, повышению оперативности детального планирования и перепланирования;

–автоматическую привязку полетных операций, управляющих воздействий к типовым баллистическим условиям в ДПП;

–возможность прямой трансляции текстов процедур в ПСС и/или в массивы КПИ (требуется создание дополнительного программного обеспечения)

–переход к электронному подлиннику ДПП, что дополнительно обеспечивает повышение оперативности детального планирования и перепланирования;

Результатом создания и внедрения систем автоматизированного формирования КПИ и полетных процедур стало повышение точности и оперативности управления, что выразилось в снижении необходимого времени на разработку КПИ, снижение времени реакции системы управления полётом при возникновении нештатных ситуаций, требующих детального перепланирования и переформирования массивов КПИ в реальном масштабе времени.

1. **Калашников, Д.А.** Управление полётом российского сегмента Международной космической станции / Д. А. Калашников, А. А. Коваленко, В. И. Станиловская // Космическая техника и технологии. – 2024. – № 1(44). – С. 145-161. – EDN VKVVKF.
2. **Коваленко, А.А.** Развитие средств управления полётом пилотируемых космических аппаратов. РКК "Энергия" и ЦНИИ машиностроения / А. А. Коваленко, В. А. Соловьев, В. И. Станиловская // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – № 2(119). – С. 49-63. – EDN JXNVXY.
3. **Бжинаев И.К., Коваленко А.А., Козлечков А.Г.** Совершенствование системы реализации полетных операций. Материалы 15-ой мультиконференции по проблемам управления. СПб. 2022. С. 142-144.
4. **Соловьев, В.А.** Управление космическими полетами : учебное пособие : в 2 частях / В. А. Соловьев, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский. Том Часть 1. – Москва : Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2009. – 480 с. – ISBN 978-5-7038-3351-3. – EDN QNWCOR.
5. **Соловьев, В.А.** Управление космическими полетами. Часть 2 / В. А. Соловьев, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский. – Москва : Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2010. – 432 с. – ISBN 978-5-7038-3352-0. – EDN VCPZHJ.

6. **Брега А.Н., Коваленко А.А.** Командно-программное управление полетом Российского сегмента МКС. Космическая техника и технологии. 2016. №2(13). С. 90-104.
7. **Бжинаев И.К., Коваленко А.А.** Транслятор для решения задач реализации полетных операций. XLVIII Академические чтения по космонавтике посвященные памяти академика С. П. Королёва. Москва. 2024.
8. **Микрин, Е.А.** Научно-технические проблемы реализации проекта "Пилотируемые космические системы и комплексы" / Е. А. Микрин // Космическая техника и технологии. – 2019. – № 3(26). – С. 5-19. – DOI 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-3-5-19. – EDN STBFUB.

О.Н. Кукин

ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКИПАЖА ПКА

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
им. С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
г. Королёв, post@rsce.ru*

В космическом полёте информационное обеспечение (ИО) экипажа пилотируемого космического аппарата (ПКА) реализуется при выполнении задач:

- Планирование и выполнение полетных операций
 - Управление объектом
 - Контроль систем
 - Выполнение работ по обслуживанию и ремонту систем
 - Работа с оборудованием (перенос, размещение)
 - Обеспечение жизнедеятельности (санитарно-гигиеническое, приготовление и прием пищи, физкультура, работа с системами водо- и газообеспечения).
 - Подготовка и выполнение экспериментов
- Требования к ИО и содержание зависят от вида деятельности:
- управляющая деятельность по контролю работы систем ПКА, заданию и изменению режимов функционирования, ручному управлению;
 - коммуникативная деятельность по обмену информацией со специалистами Центра управления полетом и с членами экипажа;
 - планово-корректирующая деятельность: анализ, оценка результатов и возможностей реализации планов, внесении поправок в планы работ;
 - информационная деятельность для оценки состояния систем и регистрации результатов работ и процессов управления;

– обеспечивающая деятельность по выполнению операций с оборудованием ПКА, разгрузочно-погрузочные работы, бытовое самообслуживание;

– медико-биологическая деятельность по поддержанию здоровья, психофизиологических функций и физического состояния организма;

– тренировочная деятельность по поддержанию необходимого уровня знаний и навыков для выполнения жизненно важных и особо ответственных операций;

– поисково-аналитическая деятельность для решения нестандартных задач, включая идентификацию объектов, оценку их характеристик, определение правил работы с ними.

ИО экипажа ПКА предназначено для обеспечения полетных задач и процедур, получения информации экипажем, необходимой и достаточной для выполнения деятельности, для оперативного анализа ситуации и принятия решения.

ИО представлено в виде бортовых документов, справочников, информационно-управляющих форматов (ИУФ), надписей на панелях интерьера, специальных обозначений (коды).

ИО должно способствовать актуализации образа контролируемого процесса с целью выявления отклонений от нормального хода процесса и прогнозирования непредвиденных событий.

Предоставляемая информация должна быть структурирована по уровням интеграции (процесс, задача, система, элемент) и упорядочена в соответствии с потребностями экипажа.

Для оперативного анализа полетной ситуации экипажу необходимо предоставить возможности быстрого получения информации на каждом уровне (течение процесса, выполняемая задача, состояние системы или элементов) и ее детализации (например, динамика изменения основных параметров; состояние систем корабля, данные о работе агрегатов и элементов выбранной системы).

В критических ситуациях, связанных с безопасностью полета, экипажу должны выдаваться сообщения, такие как сигналы (световые, звуковые и др.), смысловые голосовые предупреждения и рекомендации.

Виды и структура ИО экипажа

Управляющая, коммуникативная, обеспечивающая деятельность обеспечиваются набором ИУФ, связанных с данными по системам ПКА.

– визуальное отображение на многофункциональных цветных дисплеях,

– световая аварийно-предупредительная сигнализация,

– звуковая аварийная сигнализация,

- предупреждающие голосовые сообщения,
- инструкции по эксплуатации на твердых носителях,
- дополнительная справочная информация для обеспечения деятельности экипажа (на планшетном компьютере).

Представление визуальной информации должно быть основано преимущественно на интегрированных графических образах (анимированные сценарии, рисунки, схемы, диаграммы), с использованием необходимых текстовых комментариев и числовых данных.

Для вывода информации на дисплеи необходимо организовать иерархическую структуру типовых форматов и средства навигации, обеспечивающие быстрый поиск и выбор необходимого формата.

В иерархической структуре информации, отображаемой на дисплеях необходимо предусмотреть следующие уровни, адекватные деятельности экипажа: процесс, задача, система или составная часть ПКА, элемент системы.

Для отображения динамических процессов необходимо использовать анимированные сюжеты и схемы, повышающие наглядность представления образной информации.

Систематизация ИО необходима для создания понятного интерфейса с ПКА. Система взаимосвязанных интерфейсов и представлений обеспечивает комплексный образ, улучшающий взаимодействие космонавта с ПКА в полётных ситуациях.

Д.Ц. Литовченко

МЕТОДЫ ИМИТАЦИОННО-СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ПРАКТИКЕ СОЗДАНИЯ СЛОЖНЫХ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*АО «Корпорация «Комета», г. Москва,
info@corpkometa.ru*

Проектирование сложных технических информационно-управляющих систем базируется на методологии математического моделирования и анализе процессов, протекающих в системе и во взаимодействующей среде.

Однако для некоторых классов систем разработать математическое описание процессов, происходящих в системах, не представляется возможным. В системах такого класса целесообразно

при их проектировании использовать имитационное и статистическое моделирование.

Имитационно-статистическое моделирование позволяет оценивать характеристики систем путем статистических испытаний при моделировании всевозможных состояний внешней среды и внутренних связей.

В докладе методология математического моделирования систем получила развитие в отношении практического применения методов имитационно-статистического моделирования при создании космической информационно-управляющей системы реального времени (КИУС РВ), предназначенной для глобального и непрерывного наблюдения динамических объектов в атмосфере и околоземном космическом пространстве и ретрансляции информации об их обнаружении между наземными абонентами.

Функциональные задачи КИУС РВ решаются методами инфракрасной радиометрии излучающих объектов и методами ретрансляции информации об объектах с высокой достоверностью по помехозащищенным космическим радиоканалам.

Требование к КИУС РВ заданы в виде вероятности обнаружения событий, точности определения координат объектов и времени доведения информации об обнаруженных объектах до потребителей.

При проектировании облика системы и создании бортовой и наземной аппаратуры была разработана математическая модель КИУС РВ в целом, которая позволяет путем имитационно-статистического моделирования оценивать достижимость вероятностно-временных, точностных и пространственно-временных требований к системе, задаваемых потребителями.

Под математической моделью КИУС РВ понимается совокупность логических элементов, названных трактами. Тракты осуществляют алгоритмические преобразования и обработку входной информации, поступающей на вход либо бортовой аппаратуры наблюдения, либо бортового ретранслятора, а также аппаратуры измерения положения космического аппарата (КА) на орбите и его ориентации. Конечным результатом работы алгоритмов являются вектор параметров траектории обнаруживаемого объекта $\vec{R}_o\{x, y, z, V_x, V_y, V_z, t\}$, достоверность сообщений об обнаружении объекта $P_{\text{дост}}(\vec{R}_o)$, доводимых до потребителей, вектор положения каждого КА $\{\vec{R}_{\text{ка}}(x, y, z, V_x, V_y, V_z), \Delta\vec{R}_{\text{ка}}\}$ и его ориентации $\{\vec{X}(\lambda, \varphi), \Delta\vec{X}\}$ на орбите, количество космических аппаратов, наблюдающих любую точку на поверхности Земли $K(\lambda, \varphi)$, элементы программы коррекции орбиты $\{\Delta V_{\text{хар}}, \vec{U}_t, \tau\}$ для удержания космического аппарата на требуемой траектории.

При имитационно-статистическом моделировании систем любых классов необходимо также разработать модели внешней среды, имитирующие физические процессы, воздействующие на систему. Для космической системы эти модели должны описывать физические механизмы формирования сигналов, которые регистрируются бортовой аппаратурой космического аппарата при наблюдении движения объектов на фоне Земли. Поэтому в состав ключевых моделей для имитационного моделирования космической системы введены модели фоново-объектовых обстановок, описывающие поле яркости излучающих при движении объектов в атмосфере и природных физических процессов. Результатом моделирования фоново-объектовых обстановок являются потоки изображений полей яркости $B(\Delta x, \Delta y, t)$ излучений от движущихся объектов и фона Земли, изменяющиеся по времени.

Этот поток изображений попадает на вход математической модели бортовой аппаратуры наблюдения. Изображения полей яркости проходят в модели аппаратуры спектральную и пространственно-частотную фильтрацию, регистрируются фотоприемником и после аналого-цифровых преобразователей представляются на вход комплекса обработки. Цифровые изображения подвергаются алгоритмическим процедурам обработки, которые включают линейную и нелинейную фильтрацию фоновой помехи. После фильтрации фона отметки от динамических объектов обнаруживаются на остаточном фоне с высоким отношением сигнал-шум. Поток отметок во времени увязывается в траектории движения объектов, а обнаруженные таким образом траектории привязываются к географическим координатам поверхности Земли.

Модель тракта обнаружения объектов позволяет путем имитационного моделирования различных сценариев с движением объектов и изменяющимися фонами накопить статистические ансамбли событий, по которым оцениваются вероятности обнаружения динамических объектов и частота ложных тревог на различных временных интервалах от нескольких минут до года.

В соответствии с требованиями КИУС РВ должна обеспечить глобальный непрерывный контроль всей Земли. Это требование обеспечивается орбитальной группировкой космических аппаратов. Для управления космическими аппаратами КИУС РВ разработана модель тракта управления орбитальной группировкой в составе алгоритмов, которые учитывают возмущения орбит, расход запаса топлива

для коррекции орбит, синхронизацию прохождения аппаратами узловых орбитальных точек. Основной принцип управления состоит в оптимизации относительных пространственных положений орбит всех

космических аппаратов при их регрессиях на временном интервале не менее 7 лет.

Модель тракта позволяет оценивать пространственно-временные характеристики, прежде всего количество космических аппаратов, наблюдающих любую область Земли, и прогнозировать их трансформацию на всем времени срока активного функционирования КА.

Модель тракта управления орбитальной группировки использует результаты моделирования трактов измерения положения КА, управления ориентацией КА, управления коррекциями орбит каждого КА.

В заключение необходимо отметить, что разработанная методология имитационного моделирования и ее реализация в виде программного комплекса позволила на всех этапах создания КИУС РВ подтверждать заданные тактико-технические характеристики и своевременно корректировать технические решения. Модели алгоритмов, реализованные в трактах, положены в основу создания штатного бортового и наземного программного обеспечения.

П.А. Хмарский, А.О. Наумов

УЧЕТ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ ПРИ ПОМОЩИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ*

*Институт прикладной физики Национальной академии наук Беларуси,
г. Минск,
pierre2009@mail.ru*

Введение

Эффективность управления аэрокосмическими системами во многом зависит от точности радиолокационных измерений, которая ограничивается влиянием ионосферы и магнитосферы Земли [1–3]. Их изменчивость под воздействием солнечной активности приводит к ошибкам в определении параметров движения космических аппаратов

*Работа выполнена в рамках Программы Союзного государства «Разработка базовых элементов орбитальных и наземных средств в интересах создания многоспутниковых группировок малоразмерных космических аппаратов наблюдения земной поверхности и околоземного космического пространства «Комплекс-СГ»» на 2023–2026 годы

[1]. Комплексный учет оперативных геофизических данных и интеграция мониторинга с радиолокационными технологиями позволяют динамически корректировать измерения и повышать надежность управления. В докладе рассматриваются методы повышения точности радиолокационных измерений на основе актуальных геофизических данных.

Основная часть

В работе рассматривается повышение точности радиолокационных измерений в условиях изменчивой ионосферы, что критично для сопровождения аэрокосмических объектов. Существенные систематические ошибки возникают из-за вариаций полного электронного содержания (ПЭС), особенно в периоды геофизических возмущений, когда модели наподобие IRI-2020 [2] не отражают реальное состояние среды. Для решения этой задачи интегрируются оперативные данные мониторинга, получаемые с использованием данных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), согласно методике, описанной в [3]. Такой подход позволяет определять актуальные значения ПЭС в реальном времени и корректировать параметры устройств обработки радиолокационной информации. Анализ показал, что при спокойной ионосфере различия между расчетными и экспериментальными значениями ПЭС минимальны, а при возмущениях расхождения возрастают в разы, что существенно влияет на точность радиолокационных измерений (см. рис. 1). Далее был выполнен сравнительный анализ систематических погрешностей радиолокационных измерений: отдельно при использовании только модели IRI-2020 и с учетом данных ГНСС-мониторинга (рис. 2).

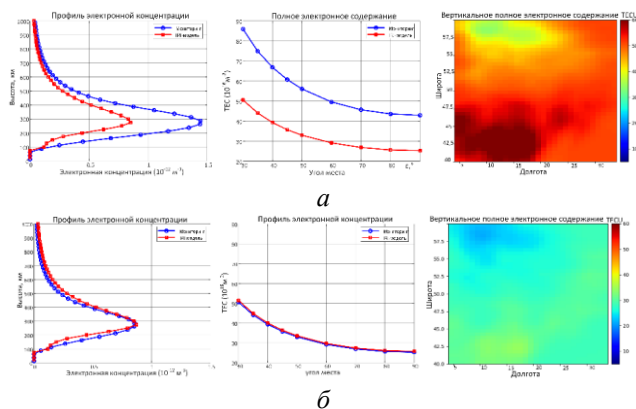


Рис. 1. Сравнительный анализ данных мониторинга и модели IRI-2020 для возмущенной (а) и спокойной (б) ионосферы

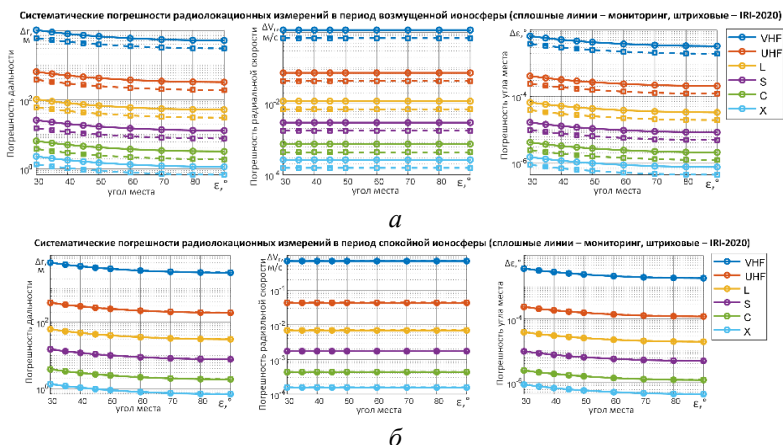


Рис. 2. Систематические погрешности радиолокационных измерений на основе данных мониторинга и модели IRI-2020 для различных диапазонов частот для возмущенной (а) и спокойной (б) ионосферы

Полученные результаты (см. рис. 2) показывают, что при коррекции с применением актуальных значений ПЭС существенно снижается уровень ошибок измерений координат и параметров движения наблюдаемых аэрокосмических объектов. Выявлено, что в периоды ионосферных возмущений модель IRI-2020 может недооценивать систематические ошибки измерения дальности в 1,5–2 раза, особенно в метровом и дециметровом диапазонах длин волн, где ошибки достигают 7–10 км и 1–1,2 км соответственно при малых углах места. Ошибки измерения радиальной скорости и угла места объектов также существенно зависят от состояния ионосферы. Таким образом, новизна предлагаемого подхода заключается в интеграции регионального мониторинга ПЭС на основе данных ГНСС в процессы радиолокационного измерения координат и параметров движения аэрокосмических объектов.

Заключение

Выполненные исследования показали, что учет оперативных данных мониторинга полного электронного содержания на базе ГНСС позволяет существенно снизить систематические погрешности радиолокационных измерений координат и параметров движения аэрокосмических объектов в метровом и дециметровом диапазонах. Реализация подхода интеграции данных ГНСС с моделью IRI-2020

обеспечивает повышение точности и надежности сопровождения аэрокосмических объектов, особенно в периоды ионосферных возмущений. Полученные результаты имеют практическое значение и могут быть рекомендованы для использования в современных радиолокационных системах управления движением аэрокосмических аппаратов.

1. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория: справочник / Я. Д. Ширман [и др.]; под ред. Я. Д. Ширмана. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.
2. **Bilitza, D.** International Reference Ionosphere 2020 – Your standard model of the ionosphere / D. Bilitza, X. Huang, B. W. Reinisch, R. F. Benson, H. K. Hills, W. S. Schar // *Earth and Space Science*. – 2022. – Т. 9, № 2.
3. **Naumov, A. O.** Results of studies on processes occurring in the ionosphere and Earth's magnetic field over the territory of the Republic of Belarus for the year 2023 / A. O. Naumov, P. A. Khmarskiy, G. A. Aronov, D. S. Kotov // *Nonlinear Phenomena in Complex Systems*. – 2024. – Т. 27, № 3. – С. 225–233.

Н.А. Чудинов, Р.Ф. Муртазин

ОПЕРАТИВНОЕ ПАРИРОВАНИЕ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ ПРИ СБЛИЖЕНИИ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ

*ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв,
nikita.chudinov@rsce.ru*

Введение

При реализации лунных миссий особое внимание должно уделяться выходам из нештатных ситуаций, которые могут привести к срыву стыковки и невозможности возвращения экипажа на Землю [1]. При сближении на окололунной орбите из-за длительных перерывов видимости наземных станций и отсутствия развёрнутой спутниковой навигации единственным способом оперативного измерения орбиты остаются средства относительной навигации, устанавливаемые на сближающихся объектах. В случае некорректной работы этих средств возникает риск срыва сближения с последующим расхождением сближающихся объектов. Для повторной попытки сближения потребуются дополнительные затраты топлива и полётного времени, что

в условиях жёстких ограничений по ресурсам корабля может привести к неблагоприятному исходу миссии. В связи с этим—актуальной задачей является поиск способов оперативного парирования нештатных ситуаций, возникающих в процессе сближения.

Основная часть

Для оперативного парирования срыва сближения должна быть предусмотрена возможность оперативного перехода на ручное управление. В настоящее время траектории сближения российских космических кораблей (КК) не адаптированы к ручному управлению. Алгоритм управления реализует произвольные траектории сближения, при которых экипаж не имеет исчерпывающего представления об относительном движении. Это не позволяет экипажу эффективно управлять кораблём при ручном маневрировании, что может привести к значительному промаху или к опасному сближению с целевым объектом (рис.1) [2]. Для решения этой проблемы предлагается формировать специальную траекторию, позволяющую визуально определить точки приложения манёвров сближения. Примером такой траектории является коэллиптическая орбита, обеспечивающая прямолинейное движение космического корабля относительно цели (рис.1) [3]. В случае отказа автоматического управления манёвр для перехода к цели выполняется экипажем вручную при наблюдении цели под определённым углом. При этом величина импульса зависит лишь от разницы высот орбиты цели и коэллиптической орбиты КК.



Рис. 1. Траектории относительного движения.

При переходе КК в окрестность цели траектория должна обеспечивать не только удобство управления, но и безопасность относительного движения. Чтобы сформировать такую траекторию, точка прицеливания выносится на безопасное расстояние в боковом направлении от цели (рис.2) [4]. Уменьшение относительной скорости осуществляется с помощью одного трансверсального импульса без

многократных разворотов КК и потери линии визирования, что обеспечивает экипажу эффективное и безопасное управление.

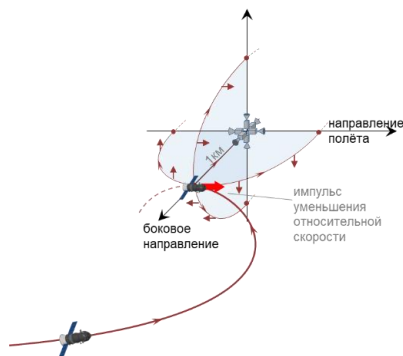


Рис. 2. Схема маневрирования в окрестности цели

Помимо формирования специальной адаптированной траектории при реализации лунных миссий предпочтительно использовать т.н. быстрые схемы стыковок, которые отработываются при полётах российских КК к Международной космической станции (МКС) с 2012 года и демонстрируют неоспоримые преимущества. Кроме очевидных и широко освещаемых фактов, таких как сокращение времени полёта экипажа и малое время задействия средств наземного контура, быстрые схемы сближения дают и ряд траекторных преимуществ. За счёт малого времени полёта снижается влияние траекторных разбросов, что позволяет отказаться от дополнительных сеансов измерений и проведения коррекций. Кроме того, быстрые схемы сближения реализуются при малых фазовых углах, обеспечивающих прямую видимость цели с самого начала сближения, а значит и принципиальную возможность измерения параметров движения с помощью средств относительной навигации. В работе рассмотрена быстрая схема сближения на окололунной орбите [5] с формированием коэллиптической траектории, обеспечивающая возможность перехода в окрестность цели в ручном режиме. Данная схема адаптирована к ручному управлению на особо важных этапах, когда нештатная ситуация может привести к срыву стыковки.

Заключение

При планировании операций на окололунной орбите необходимо учитывать специфику лунных миссий. Предложенная схема сближения

обеспечивает удобство и безопасность ручного управления и позволяет оперативно парировать нештатные ситуации, приводящие к срыву сближения. После отработки на моделирующих средствах схема сближения может быть внедрена в практику пилотируемых полётов на Российскую орбитальную станцию.

1. **Ананьев В.И.** Оценка требований, предъявляемых к пилотируемому кораблю, для реализации высадки на поверхность Луны по двухпусковой схеме // Тезисы докладов XXIII Научно-технической конференции молодых учёных и специалистов ПАО «РКК «Энергия» имени С.П. Королёва» : сб. тез. / Королёв: РКК «Энергия», 2024. 266 – 267 с.
2. **Брагазин А.Ф.** Управление сближением космических аппаратов (навигация, наведение, коррекция движения): монография / А.Ф. Брагазин. Королёв : РКК «Энергия», 2018.
3. **Чудинов Н.А.** Быстрая стыковка космических кораблей с использованием коэллиптической орбиты на заключительном участке сближения. – Космонавтика и ракетостроение, 2025, вып. 1(138), с. 39 – 51.
4. **Chudinov N.A.** Automated and Manual Approach to Russian Orbital Station: Reasonable Compromise / Chudinov N., Murtazin R., Soloviev V., Afonin V., Kaleri A. // 74th International Astronautical Congress 2023, IAC 2023. Baku, 2023. P. IAC-23-B3.4-B6.4.3x75658.
5. **Murtazin R.** Rendezvous missions: from ISS to lunar space station // Acta Astronautica. 2014, V. 101. № 1. P. 151-156.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Авхименко Г.М. – 16
Агишев А.Р. – 225
Алямовский С.Н. – 220
Анимица О.В. – 158
Атрошенко С.Н. – 166
Аюкаева Д.М. – 169

Б

Баженов С.Г. – 16, 158
Баранова В.Р. – 172
Баринова Е.В. – 172
Белоконов И.В. – 182
Беляев М.Ю. – 169, 220
Бжинаев И.К. – 223, 240
Борисов М.М. – 82
Боровихин П.А. – 220
Бронников А.М. – 114

В

Вересников Г.С. – 16, 158
Волчихин А.И. – 19,
Воронин А.Ю. – 158
Воронка Т.В. – 161

Г

Галяев А.А. – 187
Глухова Э.Д. – 28, 33
Гнедов А.В. – 67
Голев А.В. – 16
Гончар Б.И. – 38
Гостев А.Ю. – 190
Гребёнкин А.В. – 117, 121
Грешников И.И. – 28, 33, 38, 161
Гришина А.Ю. – 146

Д

Давыдов Д.А. – 28, 33, 38
Дементьев А.А. – 105
Диденко Ю.И. – 137

Дубов Ю.Б. – 70

Е

Евсеев В.П. – 228

Елисов Н.А. – 182

Ельников Р.В. – 231

Ерофеев Е.В. – 158

Ефремов А.В. – 138, 140

Ефремов Е.В. – 138

Ж

Желонкин В.И. – 72

Желонкин М.В. – 72

Жмеренецкий В.Ф. – 89

Жуков Г.Е. – 231

З

Заруба С.С. – 220

Захаров В.С. – 125

Захарченко С.А. – 125

Золотаревич В.П. – 62

И

Иванюхин А.В. – 192

Исаев А.М. – 62

К

Кавинский В.В. – 89

Кадильникова Е.Н. – 70, 72

Каликанов А.В. – 41, 51, 57

Каравашкина Е.О. – 114

Кислицын Е.Д. – 38

Климова О.В. – 44

Коваленко А.А. – 223, 233

Ковтун С.А. – 70

Колбасов В.Н. – 121

Кольцов М.М. – 144

Корсун О.Н. – 127, 147, 155, 158

Костин С.А. – 121

Крамлих А.В. – 195

Кудрявцев Ю.Е. – 200

Кузин А.А. – 156

Кукин О.Н. – 242
Куланов Н.В. – 73, 130

Л

Лазурин Г.А. – 158
Литвиненко Ю.А. – 62
Литовченко Д.Ц. – 225, 244
Ломака И.А. – 182
Лукин Н.А. – 44
Ляхов В.Д. – 147

М

Максименко М.В. – 202
Малыхин А.Ю. – 54
Матвеев В.В. – 51
Матвеева Т.В. – 169
Молоденков А.В. – 213
Муртазин Р.Ф. – 206, 250

Н

Назарова А.В. – 73, 130
Наумов А.О. – 247
Нечипорук С.Ю. – 125
Новиков В.М. – 76, 134

О

Оболенский Ю.Г. – 150

П

Панич А.А. – 19
Панич Е.А. – 54
Панкратов И.А. – 213
Пелевин А.Е. – 79
Петров Д.А. – 16, 158
Петухов В.Г. – 190
Погорелов М.Г. – 57
Попов Ю.С. – 82

Р

Розенгауз М.Б. – 59
Румянцев Н.В. – 209

С

Самохин А.С. – 187
Самохина М.А. – 187
Сельвесюк Н.И. – 76, 134
Семенов М.Е. – 76, 134
Серебровская Е.А. – 16
Симонова Е.В. – 228
Скрябин А.В. – 16,
Сокалло А.И. – 54
Соколов А.В. – 28, 33, 38
Соловьев С.В. – 209
Соловьев А.М. – 76, 134
Сочнева М.А. – 82
Стеблинкин А.И. – 158
Степанов О.А. – 62
Страхолис М.С. – 67
Стрелков В.В. – 137
Стрельцов Д.С. – 51
Стуловский А.В. – 127
Султанов А.Р. – 169
Сумароков А.В. – 166
Сыпало К.И. – 137

Т

Тан Нин – 62
Тимофеева А.Д. – 158
Тихонов А.А. – 202
Тишина М.Ю. – 218
Ткаченко О.И. – 70
Тришин В.Н. – 44
Тяглик М.С. – 161

Ф

Фам К.Ф. – 86
Феденюк В.А. – 158
Федунов Б.Е. – 89
Филимонов Н.Б. – 86, 92
Филимонов А.Б. – 92

Х

Халецкий Л.В. – 158

Халютин С.П. – 95
Хмарский П.А. – 247
Хмыров А.К. – 99
Хомячкова А.Н. – 51

Ч

Челноков Ю.Н. – 213
Чернышев С.Л. – 137
Честнов А.А. – 153
Чудинов Н.А. – 206, 250

Ш

Шалов С.Ю. – 82
Шафран С.В. – 182
Шелюхин Ю.Ф. – 137

Щ

Щербаков А.И. – 140

Ю

Юрко В.Н. – 127

Я

Яцков С.В. – 82

Научное издание

**ХVIII ВСЕРОССИЙСКАЯ
МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ
ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ
(МКПУ–2025)**

(15 сентября – 20 сентября 2025 г.)

Том 3

***УПРАВЛЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ
СИСТЕМАМИ
ИМ. АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА
(УАКС– 2025)***

Авторские редактирование
и художественное оформление

Принято 19.08. 2025. Подписано в печать 25.08.2025

Формат бумаги 70×100 1/16. Бумага офсетная

Усл. печ. л. 21,9

Тираж 200 экз. (1-й з-д 1 –200). Заказ 000

Отпечатано в Издательстве ТулГУ
300012, г. Тула, просп. Ленина, 95