

Государственный научный центр Российской Федерации
АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
Санкт-Петербург

4-6 октября 2022 г.

15 МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ (15 МКПУ-2022)



**МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ВКЛЮЧАЕТ В СЕБЯ РЯД КОНФЕРЕНЦИЙ,
ОБЪЕДИНЕННЫХ ОДНОЙ ИДЕЕЙ:**

XXXIII КОНФЕРЕНЦИЯ ПАМЯТИ ВЫДАЮЩЕГОСЯ КОНСТРУКТОРА
ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ Н.Н.ОСТРЯКОВА

«МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ УПРАВЛЕНИЯ И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЯ» (МТУИП-2022)

«ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В УПРАВЛЕНИИ» (ИТУ-2022)

«УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ИМ. АКАДЕМИКА Е.А.МИКРИНА» (УАКС-2022)

«УПРАВЛЕНИЕ В МОРСКИХ СИСТЕМАХ» (УМС-2022)

**МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ «УПРАВЛЕНИЕ
В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ИМЕНИ
АКАДЕМИКА Е.А.МИКРИНА» (УАКС-2022)**

15-я МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ



4–6 октября 2022 г.
ГНЦ РФ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
Санкт-Петербург

МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ВКЛЮЧАЕТ В СЕБЯ РЯД КОНФЕРЕНЦИЙ,
ОБЪЕДИНЕННЫХ ОБЩЕЙ ИДЕЕЙ:

- XXXIII конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова
- «Информационные технологии в управлении» (ИТУ-2022)
- «Математическая теория управления и ее приложения» (МТУИП-2022)
- «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС-2022) имени академика Е.А. Микрина
- «Управление в морских системах» (УМС-2022)

МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ «УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ» (УАКС–2022)

ИМЕНИ АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА

4–6 ОКТЯБРЯ

Санкт-Петербург
2022

УДК 681.51

Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС–2022) имени академика Е.А. Микрина». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2022. 192 с.

В настоящий сборник вошли тексты расширенных рефератов докладов, состоявшихся на конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС–2022) имени академика Е.А. Микрина».

Тексты публикуются в авторской редакции.

ОРГАНИЗАТОРЫ КОНФЕРЕНЦИИ

- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ ТЕРРИТОРИАЛЬНАЯ ГРУППА РОССИЙСКОГО НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА ПО АВТОМАТИЧЕСКОМУ УПРАВЛЕНИЮ
- ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РФ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ИНСТИТУТ ИНФОРМАТИКИ И АВТОМАТИЗАЦИИ РАН
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ «ЛЭТИ» ИМЕНИ В.И.УЛЬЯНОВА (ЛЕНИНА)
- УНИВЕРСИТЕТ ИТМО
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ПЕТРА ВЕЛИКОГО
- САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ
- ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ МАШИНОВЕДЕНИЯ РАН
- ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ ИМ. В.А.ТРАПЕЗНИКОВА РАН
- ВОЕННЫЙ УЧЕБНО-НАУЧНЫЙ ЦЕНТР ВМФ «ВОЕННО-МОРСКАЯ АКАДЕМИЯ ИМЕНИ АДМИРАЛА ФЛОТА СОВЕТСКОГО СОЮЗА Н.Г.КУЗНЕЦОВА»
- ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ («ГОСНИИАС»)
- РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ КОРПОРАЦИЯ «ЭНЕРГИЯ» ИМЕНИ С.П.КОРОЛЁВА
- АО «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ»

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:

- ОТДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИКИ, МАШИНОСТРОЕНИЯ, МЕХАНИКИ И ПРОЦЕССОВ УПРАВЛЕНИЯ РАН
- МЕЖДУНАРОДНОЙ ОБЩЕСТВЕННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ «АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ»
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ»
- ЖУРНАЛА «ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ И ПРОЦЕССЫ УПРАВЛЕНИЯ»

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ ПРЕЗИДИУМА

15-Й МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИИ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ
НАУЧНЫЙ РУКОВОДИТЕЛЬ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
АКАДЕМИК РАН **В.Г. ПЕШЕХОНОВ**

XXXIII КОНФЕРЕНЦИЯ ПАМЯТИ Н.Н.ОСТРЯКОВА

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА
АКАДЕМИК РАН **В.Г. ПЕШЕХОНОВ**

ЗАМЕСТИТЕЛИ ПРЕДСЕДАТЕЛЯ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **О.А. СТЕПАНОВ**
К.Т.Н. **А.В. СОКОЛОВ**

КОНФЕРЕНЦИЯ «МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ УПРАВЛЕНИЯ И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЯ» (МТУиП-2022)

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
АКАДЕМИК РАН **Д.А. НОВИКОВ**
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **Н.В. КУЗНЕЦОВ**

КОНФЕРЕНЦИЯ «ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В УПРАВЛЕНИИ» (ИТУ-2022)

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **В.Н. ВАСИЛЬЕВ**
Д.Т.Н., ПРОФ. **В.Н. ШЕЛУДЬКО**
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **Р.М. ЮСУПОВ**

КОНФЕРЕНЦИЯ «УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ» (УАКС-2022)

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
АКАДЕМИК РАН **С.Ю. ЖЕЛТОВ**
АКАДЕМИК РАН **В.А. СОЛОВЬЕВ**
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **М.В. СИЛЬНИКОВ**

КОНФЕРЕНЦИЯ «УПРАВЛЕНИЕ В МОРСКИХ СИСТЕМАХ» (УМС-2022)

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
АКАДЕМИК РАН **Е.И. ЯКУШЕНКО**
АКАДЕМИК РАН **С.Н. ВАСИЛЬЕВ**
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **А.Ф. ЩЕРБАТЮК**

СОДЕРЖАНИЕ

**КОНФЕРЕНЦИЯ
«УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ»
(УАКС–2022) имени академика Е.А. Микрина**

Секция 1

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ

1. С.П. Халютин, И.Е. Старостин, А.О. Давидов, В.П. Харьков Обобщенный метод математического прототипирования энергетических процессов. Задачи управления	7
2. В.В. Стрелков Валидация процесса разработки и верификация спецификационной модели бортовой системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы	11
3. Б.В. Павлов, А.М. Шевченко Методы повышенной ситуационной осведомленности пилота на критических этапах полета	15
4. А.М. Агеев, В.Н. Буков, А.Ш. Шурман Процедуры парного арбитража конфигураций в задаче управления избыточностью бортовых комплексов	19
5. А.В. Гребенкин Учет человеческого фактора в задачах интеграции ручного и автоматического управления в сложных многофакторных условиях полета самолета	23
6. В.В. Стрелков, И.А. Петров Разработка матрицы квалификационных испытаний вычислителя бортовой системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы	26
7. В.Е. Куликов, А.А. Кузин, О.Н. Корсун Идентификация динамических характеристик приемистости двигателя тяжелого самолета	29
8. О.Н. Корсун, Э.Д. Глухова, Н.В. Скрыбиков Применение целеориентированного проектирования при разработке кадров пилотажной и навигационной индикации	32
9. О.Н. Корсун, А.В. Стуловский Восстановление параметров движения летательного аппарата на основе метода нелинейного программирования	36
10. Н.П. Торопов, К.С. Самсонов, Д.С. Чуйко, П.А. Блинов Программный комплекс автоматизации процесса идентификации конструктивных параметров конечно-элементных моделей летательных аппаратов	39
11. О.Н. Корсун, А.В. Стуловский, В.Н. Тихонов Оценка максимальной дальности планирования летательного аппарата с выключенным двигателем	42
12. О.А. Хахалева, Л.П. Ракова, А.Г. Легран, Е.Б. Тимофеева Реализация перспективных возможностей функции самолетовождения для магистральных самолетов в части взаимодействия «борт–земля»	45
13. М.С. Балякин Метод снижения ошибок стабилизации скорости полета самолета при компенсации зон нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления двигателей	49
14. А.С. Юрченко Автоматический выход самолета на смежный эшелон по требованиям Федеральных авиационных правил к выдерживанию вертикальной скорости полета	52

15. Е. А. Козлов Обзор реализаций управления роем автономных микродронов	55
16. А.М. Климов Методика посадки вертолета Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта	58
17. А.З. Асанов, А.В. Куковинец, А.Ю. Чекин Аналитическое конструирование системы управления электрической системой торможения колеса шасси воздушного судна	63
18. Ю.Г. Кокунько, С.А. Краснова Синтез динамического генератора для сглаживания пути беспилотного летательного аппарата с выполнением конструктивных ограничений	66

Секция 2
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

19. А.А. Тутуров, Е.В. Юркевич, Л.Н. Крюкова, Э.С. Слепцов, О.Г. Андрианова Методологические возможности локализации отказов и восстановления работоспособности космических аппаратов на основе алгоритмизации механизма формирования сценариев нештатных ситуаций на орбите.....	70
20. Е.В. Юркевич, Л.Н. Крюкова Модель контроллинга устойчивости работы группировки низкоорбитальных космических аппаратов.....	73
21. А.С. Самохин Обсуждение транспортной инфраструктуры для колонизации Марса	77
22. В.М. Глузов, А.С. Ермилов Демпфирование упругих колебаний при сборке космических конструкций с помощью космического робота	80
23. А.В. Рожнов Некоторые тенденции совершенствования кибернетических возможностей космических систем (зарубежные материалы и мнения)	84
24. Н.Ю. Козлова, А.В. Фомичев Разработка алгоритмов управления движением сервисного спутника	87
25. Д.О. Прохорова, В.И. Ширяев О задаче синтеза системы стабилизации по углу тангажа с учетом шумов датчиков	90
26. Г.М. Иванов, Ю.П. Улыбышев Выведение космического аппарата на начальную незамкнутую орбиту: проблема тяговооруженности.....	94
27. Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова Управление кратными кластерами гиродинов в системах ориентации космических аппаратов	103
28. Е.И. Сомов, Т.Е. Сомова, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов Прецизионная стабилизация скорости изображения в телескопе спутника наблюдения земли	107
29. Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова, С.Е. Сомов Сравнение кластеров маховиков и гиродинов в системах управления спутников и обслуживающих их роботов	110
30. Д.С. Чуйко, П.А. Блинов, Н.П. Торопов, К.С. Самсонов Определение модальных параметров малоразмерного управляемого изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования	113
31. А. П. Зыков Метод предобработки полутонковых изображений	117

32. Д.П. Аваряскин, А.Д. Игнатов Определение условий формирования семейства замкнутых траекторий в центральном поле притяжения, реализующих инспекцию объекта, движущегося по эллиптической орбите	121
33. С.А. Меркурьев Гирокомпасная орбитальная ориентация: построение по бортовой кинематической модели	126
34. И.В. Белоконов, И.А. Ломака Исследование способов решения некорректной задачи реконструкции раскрытия выносных элементов наноспутника по анализу динамики его движения	130
35. И.В. Белоконов, П.Н. Николаев, А.И. Леонов, И.А. Тимбай Комбинированная пассивно-активная система управления движением наноспутника SAMSAT-ION	134
36. А.В. Небылов, В.А. Небылов Перспективы развития многоцветных космических систем с горизонтальным запуском	137
37. И.К. Бжинаев, А.А. Коваленко, А.Г. Козлечков Совершенствование системы реализации полетных операций	142

Секция 3

ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ СВЕРХЗВУКОВЫХ
ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

38. Б.Х. Барладян, А.Г. Волобой, В.А. Галактионов, Л.З. Шапиро, Ю.А. Солоделов Система визуализации для кабины гражданского самолета	145
39. В.И. Желонкин, М.В. Желонкин, Е.Н. Кадильникова, С.А. Ковтун Порядок разработки и методы отработки элементов электронной индикации на пилотажных стендах	149
40. И.И. Грешников, В.И. Златомрежев, А.В. Гнедов Особенности проектирования кабины сверхзвукового пассажирского самолета	152
41. Г.А. Платошин, Н.И. Сельвесюк Унифицированный интерфейс для информационного обмена между низкоскоростными абонентами бортовой информационно-вычислительной сети	156
42. В.А. Бочаров, Ю.А. Солоделов, С.В. Очередыко Функционально-ролевой метод проектирования систем	160
43. Е.В. Варюхина, В.В. Клочков Задачи и методы интеллектуального анализа информации в организационно-технических системах управления безопасностью полетов	166
44. Е.Ю. Зыбин, В.В. Гласов, В.В. Косьянчук Методика построения гибридного регулятора для реконфигурации бортовых систем сверхзвукового пассажирского самолета при возникновении отказов	170
45. Е.Ю. Зыбин, В.А. Кривоноженков, А.Р. Муллин, Н.И. Сельвесюк Применение технологий распределенных реестров для обеспечения авиационной кибербезопасности	174
46. А.В. Лапин, Е.Ю. Зыбин, В.В. Гласов Об условиях достоверности непараметрического прогнозирования по выходу	178
47. К.Н. Губернаторов, А.В. Куковинец, А.Ю. Чекин Моделирование системы обеспечения теплового баланса с материалами с фазовым переходом	182
48. Т.В. Сазонова, М.С. Шелагурова, Е.Г. Корнева Использование микрорельефа для высокоточной коррекции навигационных параметров летательных аппаратов	185
49. В.В. Аксенова, Г.А. Платошин Методы обеспечения информационной безопасности бортовой информационно-вычислительной сети	188

Секция 1**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ**

С. П. ХАЛЮТИН, И. Е. СТАРОСТИН

(Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва)

А. О. ДАВИДОВ, В. П. ХАРЬКОВ

(Экспериментальная мастерская НаукаСофт, г. Москва)

**ОБОБЩЕННЫЙ МЕТОД МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПРОТОТИПИРОВАНИЯ
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ. ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ**

Представлен новый метод формирования моделей сложных технических систем, в которых протекают энергетические процессы различной физической природы – обобщенный метод математического прототипирования энергетических процессов. Показано, что предлагаемый метод, в частных случаях, сводится к известным обобщенным уравнениям электротехнических, механических и физико-химических систем. Сформулированы задачи управления, которые можно решать, если в качестве модели объекта использовать предложенный метод.

Введение. Функционирование любых технических систем (ТС), применяемых в аэрокосмической отрасли, а также и в других отраслях народного хозяйства, предполагает преобразование различных видов энергии (механической, электрической, магнитной, тепловой, химической и др.), а также управление этими преобразованиями. На различных этапах жизненного цикла ТС (разработка, испытание, эксплуатация, утилизация) необходимо знать поведение ТС. Следует отметить наличие в ТС большого количества энергетических процессов различной физической и химической природы, между которыми в общем случае существуют перекрёстные связи. Для углубленного анализа функционирования, а также диагностирования и прогнозирования технического состояния систем необходимо иметь достоверные верифицированные модели, которые должны уточняться на основе информации об имеющихся наблюдаемых параметрах через определенные интервалы времени и/или в режиме реального времени. Реализованные в виде программного кода математические модели систем (объектов), которые обмениваются с объектами информацией об их состоянии принято называть цифровыми двойниками [1], использование которых могло бы существенно повысить эффективность функционирования систем (объектов) на этапах жизненного цикла. Краеугольным камнем при создании цифровых двойников является получение достоверных математических моделей, максимально полно учитывающих все особенности происходящих в системах (объектах) процессов, и в первую очередь процессов преобразования различных видов энергии с учетом перекрестных связей. Предлагается для получения таких моделей использовать **обобщенный метод математического прототипирования энергетических процессов (ОММПЭП)**, который является развитием потенциально-потокowego метода, разработанного авторами в рамках современной неравновесной термодинамики [2].

Обобщенный метод математического прототипирования энергетических процессов. В общем случае уравнения обобщенного метода математического прототипирования энергетических процессов запишутся в виде:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{B} \cdot \frac{d\Delta\mathbf{x}}{dt} + \left(\frac{d\mathbf{x}}{dt} \right)_{ext}, \quad \frac{d\Delta\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{A} \cdot \Delta\mathbf{X}, \quad \Delta\mathbf{X} = \mathbf{B}^T \cdot \mathbf{X}, \quad \mathbf{X} = -\nabla_{\mathbf{x}} F, \quad (1)$$

где $\mathbf{x} = \mathbf{x}(t)$ – матрица-столбец параметров, однозначно определяющих состояние системы, независимо от ее предыстории; $\Delta \mathbf{x} = \Delta \mathbf{x}(t)$ – матрица-столбец координат процессов, характеризующих отклонения процессов от начального состояния; $\frac{d\Delta \mathbf{x}}{dt}$ – матрица-столбец скоростей протекания процессов в системе; $\left(\frac{d\mathbf{x}}{dt}\right)_{ext}$ – матрица-столбец составляющих $\frac{d\mathbf{x}}{dt}$, обусловленных внешними воздействиями на систему, которая количественно характеризует входящую или исходящую из нее энергию; $\mathbf{U} = \mathbf{U}(t)$ – вектор свойств системы, которые не связаны с протекающими процессами (геометрические размеры, анизотропия свойств веществ среды и т.п.); $\mathbf{B} = \mathbf{B}(\mathbf{x}, \mathbf{U})$ – матрица, характеризующая топологию системы (например, матрица инцидентности); $\mathbf{A} = \mathbf{A}(\mathbf{x}, \mathbf{U})$ – положительно определенная матрица свойств, характеризующая восприимчивость; положительно определенная матрица свойств, характеризующая восприимчивость процессов к возмущениям (в неравновесной термодинамике – кинетическая матрица); $\Delta \mathbf{X} = \Delta \mathbf{X}(\mathbf{x}, \mathbf{U})$ – внутренние возмущающие силы, движущие процессы в системе; $\mathbf{X} = \mathbf{X}(\mathbf{x}, \mathbf{U})$ – потенциалы взаимодействия, характеризующие запасенную энергию по каждой координате состояния; $F = F(\mathbf{x}, \mathbf{U})$ – скалярная функция запасенной энергии внутри системы (скалярный потенциал фазового пространства).

В частном случае (для механических систем) система уравнений (1) сводится к уравнениям Гамильтона

$$\frac{dp_i}{dt} = -\sum_{j=1}^n \left(B_{ij} \cdot \left(\frac{\partial H}{\partial p_j} \right)_q \right) - \left(\frac{\partial H}{\partial q_i} \right)_p + Q_{ext\ i}, \quad \frac{dq_i}{dt} = \left(\frac{\partial H}{\partial p_i} \right)_q, \quad i = 1 \dots n,$$

где p_i, q_i – соответственно обобщенный импульс и обобщенная механическая координата;

n – число механических степеней свободы; $H = H(\{q_k\}_{k=1}^n, \{p_k\}_{k=1}^n)$ – полная механическая энергия системы (сумма кинетической и потенциальной энергий); $B = B(\{q\}_{k=1}^n, \{p\}_{k=1}^n)$ – матрица, характеризующая демпфирующие свойства системы; Q_{ext} – внешние обобщенные силы.

В случае электрических систем система уравнений (1) сводится к методу узловых потенциалов

$$\begin{pmatrix} \frac{d\mathbf{\Psi}}{dt} \\ \frac{d\mathbf{q}}{dt} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} [\mathbf{\alpha}^{(L)}]^T & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{G} & \mathbf{\alpha}^{(C)} \\ [\mathbf{\alpha}^{(C)}]^T & \mathbf{0} \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \mathbf{\alpha}^{(L)} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{1} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -\nabla_{\mathbf{\Psi}} W + \mathbf{J} \\ -\nabla_{\mathbf{q}} W + \mathbf{E} \end{pmatrix},$$

где $\mathbf{\Psi} = \mathbf{\Psi}(t)$ – матрица-столбец потокосцеплений через катушки индуктивностей; $\mathbf{q} = \mathbf{q}(t)$ – матрица-столбец зарядов на конденсаторах; $W = W(\mathbf{\Psi}, \mathbf{q})$ – суммарная энергия электрического поля в конденсаторах и магнитного в катушках индуктивности; $\mathbf{\alpha}^{(L)}, \mathbf{\alpha}^{(C)}$ – матрицы инцидентности, характеризующие топологию электрических цепей по индуктивностям и емкостям; $\mathbf{G} = \mathbf{G}(\mathbf{\Psi}, \mathbf{q})$ – матрица активных проводимостей; $\mathbf{0}, \mathbf{1}$ – нулевая и единичная матрицы; \mathbf{J}, \mathbf{E} – матрицы-столбцы идеальных источников тока и источников ЭДС.

Логично, что в случае физико-химических систем, уравнения обобщенного метода прототипирования вырождаются в потенциально-потокосцепные уравнения кинетической теоремы современной неравновесной термодинамики

$$\begin{pmatrix} \frac{d\mathbf{U}}{dt} \\ \frac{d\mathbf{z}}{dt} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{transf}} & \tilde{\mathbf{U}} \\ \mathbf{0} & \mathbf{B} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\delta \mathbf{Q}_{\text{transf}}}{dt} \\ \frac{\delta \Delta \mathbf{z}}{dt} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{d\mathbf{U}}{dt} \\ \frac{d\mathbf{z}}{dt} \end{pmatrix}_{\text{ext}}, \quad \begin{pmatrix} \frac{\delta \mathbf{Q}_{\text{transf}}}{dt} \\ \frac{\delta \Delta \mathbf{z}}{dt} \end{pmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{pmatrix} \mathbf{X}_{\mathbf{Q}_{\text{transf}}} \\ \mathbf{X}_{\Delta \mathbf{z}} \end{pmatrix},$$

$$\begin{pmatrix} \mathbf{X}_{\mathbf{Q}_{\text{transf}}} \\ \mathbf{X}_{\Delta \mathbf{z}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{transf}} & \tilde{\mathbf{U}} \\ \mathbf{0} & \mathbf{B} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \nabla_{\mathbf{U}} S \\ \nabla_{\mathbf{z}} S \end{pmatrix},$$

где $\mathbf{U} = \mathbf{U}(t)$ – матрица-столбец внутренних энергий энергетических степеней свободы; $\mathbf{z} = \mathbf{z}(t)$ – матрица-столбец прочих координат состояний; $\mathbf{Q}_{\text{transf}} = \mathbf{Q}_{\text{transf}}(t)$ – матрица-столбец перенесённых теплот между энергетическими степенями свободы; $\Delta \mathbf{z} = \Delta \mathbf{z}(t)$ – матрица-столбец прочих координат процессов; $\tilde{\mathbf{Q}}_{\text{transf}}$ – матрица инцидентности по перенесённым теплотам; $\tilde{\mathbf{U}} = \tilde{\mathbf{U}}(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – матрица, характеризующая изменение внутренней энергии за счет некомпенсированных теплот и совершения работы внутри системы; $\mathbf{B} = \mathbf{B}(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – матрица баланса (вытекает из законов сохранения); $\mathbf{A} = \mathbf{A}(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – положительно определённая кинетическая матрица; $\mathbf{X}_{\mathbf{Q}_{\text{transf}}} = \mathbf{X}_{\mathbf{Q}_{\text{transf}}}(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – термодинамические силы переноса теплоты между энергетическими степенями свободы; $\mathbf{X}_{\Delta \mathbf{z}} = \mathbf{X}_{\Delta \mathbf{z}}(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – термодинамические силы остальных процессов; $S = S(\mathbf{U}, \mathbf{z})$ – энтропия системы.

Структура частных случаев, вытекающих из ОММПЭП, применяемых в электротехнических, механических и физико-химических системах представлена на рис. 1.

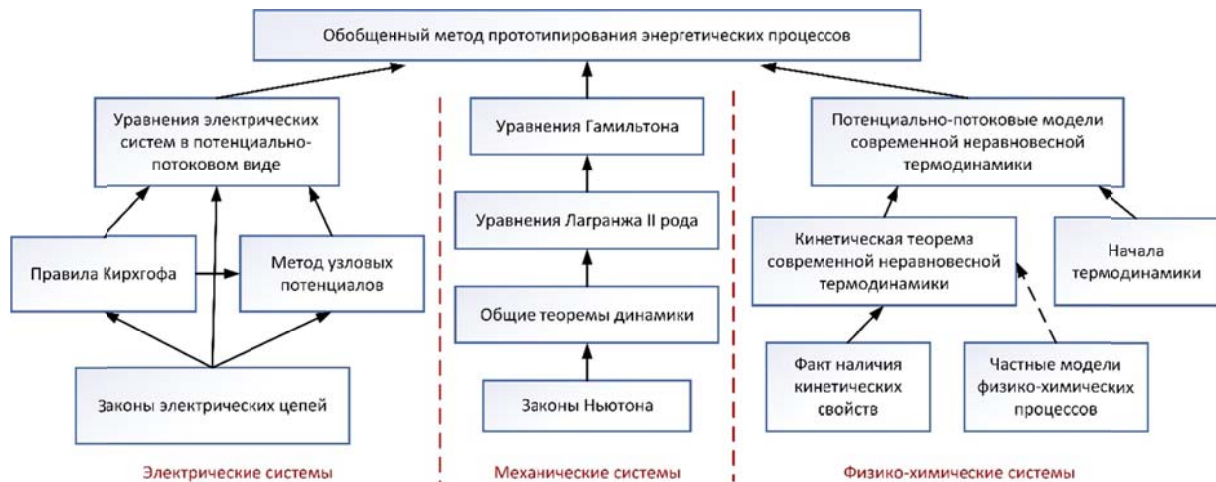


Рис. 1. Уровни обобщения метода математического прототипирования энергетических процессов

Ключевым для получения модели (1) является определение матрицы \mathbf{A} , каждый элемент которой характеризует свойство системы реагировать на конкретное воздействие, а структура матрицы отражает топологические свойства преобразования всей совокупности воздействий на динамические процессы в системе. В равновесном (или близком к равновесному) состоянии коэффициенты матрицы являются постоянными величинами. Однако при удалении от равновесного состояния коэффициенты матрицы могут становиться существенно нелинейными функциями, описание которых является отдельной научной задачей. Одним из вариантов описания таких функций является полиномиальная аппроксимация, которая в силу инерционных свойств системы может сколь угодно точно аппроксимировать нелинейные функции (в общем случае многих переменных) коэффициентов. Однако такой подход приводит к достаточно громоздким выражениям, которые усложняют вычисления. Оптимальный базис для аппроксимации функций коэффициентов кинетической матрицы может быть найден либо среди известных ортогональных функциональных базисов (гармонический, вейвлет и др.), либо из другого набора функций, удовлетворяющих условию минимума времени вычислений (или минимального

количества бинарных операций) при заданных ограничениях. Одним из перспективных путей для получения аналитических функций коэффициентов является применение методов символьной регрессии [3, 4].

Система уравнений (1) ввиду ее применимости для всех энергетических процессов может стать математической основой для создания цифровых двойников рассматриваемых технических систем. Для этого полная модель должна быть представлена в виде зависимости контролируемых параметров от наблюдаемых для каждой из задач на этапах жизненного цикла.

Задачи управления. В докладе представлены примеры решения задач управления с применением ОММПЭП. Система уравнений обобщенного метода математического прототипирования энергетических процессов (1) дает максимально полную информацию о системе как объекте управления и позволяет решать следующие задачи:

- определять области допустимых состояний системы, а следовательно, и формализовать формирование множества ограничений на систему и на управление;
- оценивать систему и ее части на предмет устойчивости;
- выбирать совокупность необходимых управляющих воздействий для достижения цели управления, а также решать задачу минимизации этой совокупности;
- формировать критерии возникновения колебаний в системе, в том числе и условия возникновения автоколебаний и вынужденных колебаний;
- синтезировать законы управления технической системой для заданных целей (критериев) управления.

Заключение. В докладе представлен разработанный авторами обобщенный метод математического прототипирования энергетических процессов, который в частных случаях сводится к известным законам электротехники, механики, неравновесной термодинамики и т.п.

Модели технических систем, применяемых в космосе, авиации, морском транспорте, автомобилестроении, а также в других отраслях машиностроения, могут быть получены на основе применения единого подхода, предложенного авторами, так как все эти системы предполагают наличие преобразователей энергии и систем управления ими.

Кроме того, анализ моделей, полученных обобщенным методом прототипирования энергетических процессов, то есть моделей объекта управления, позволяет решать известные задачи управления для целей, определяемых на каждом этапе жизненного цикла ТС.

ОММПЭП можно использовать как основу для создания цифровых двойников изделий и систем.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ Р 57700.37–2021 «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения».
2. **Старостин, И. Е.** Кинетическая теорема современной неравновесной термодинамики. – Raleigh, North Caroline, USA: Open Science Publishing. – 229 p.
3. **Дивеев, А. И.** Классические методы символьной регрессии для поиска структур математических выражений (обзор) / А. И. Дивеев, Е. Ю. Шмалько // Вопросы теории безопасности и устойчивости систем. – 2018. – № 20. – С. 100-132.
4. **Дивеев, А. И.** Современные методы символьной регрессии и их модификации (обзор) / А. И. Дивеев, Е. Ю. Шмалько // Вопросы теории безопасности и устойчивости систем. – 2018. – № 20. – С. 133-158.

S. P. Khalyutin, I. E. Starostin, (Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow), A. O. Davidov, V. P. Kharkov (Experimental laboratory NaukaSoft, Moscow). **Generalized method of energy processes mathematical prototyping. Control tasks**

A new method of complex technical systems models forming where energy processes of various physical nature take place is presented – a generalized method of energy processes mathematical prototyping. It is shown that the proposed method, in particular cases, is reduced to the known generalized equations of electrical, mechanical and physical-chemical systems. Control tasks are formulated that can be solved if the proposed method is used as a model of the control object.

В.В. СТРЕЛКОВ
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

ВАЛИДАЦИЯ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ И ВЕРИФИКАЦИЯ СПЕЦИФИКАЦИОННОЙ МОДЕЛИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВЫКАТЫВАНИЯ САМОЛЕТА СО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ

На примере экспертизы проекта бортовой системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы (ВПП) рассматриваются методы валидации процесса разработки и верификации спецификационной модели системы в соответствии с современными требованиями и подходами к данным процессам. Такая экспертиза является необходимым звеном в доказательной базе, которая формируется разработчиком системы и предъявляется сертифицирующим органам.

Введение. Безопасность функционирования сложных бортовых систем не может быть доказана только путем проведения испытаний готовой системы из-за разветвленной логики и большого количества параметров, используемых в алгоритмах на борту. Самые обширные программы испытаний не исключают возможности проявления в эксплуатации режимов работы, не предусмотренных на этапе разработки. Поэтому важную роль играет регламентирование процессов разработки бортовых систем, их изготовления и сертификации в соответствии с такими документами как ARP-4754, DO-178C, RTCA DO-331 или их российскими аналогами [1÷3]. Суть современного подхода сводится к тому, что на каждом этапе разработки предусматриваются процедуры, подтверждающие правильность процесса разработки, с последующим тестированием (испытаниями) системы. Данный подход рассматривается на примере экспертизы одного из вариантов бортовой системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы (СПВС), которая была выполнена в ЦАГИ.

Валидация и верификация СПВС. Интерес к «интеллектуальным» системам, к которым относится СПВС [4÷7], отражает современную тенденцию перехода к «проактивному» подходу к обеспечению безопасности полетов. СПВС оценивает текущую ситуацию при заходе на посадку, выравнивании и пробеге по взлетно-посадочной полосе (ВПП) и формирует ряд сообщений, которые выводятся на дисплей в кабине экипажа и воспроизводятся аудиосистемой, рис. 1.

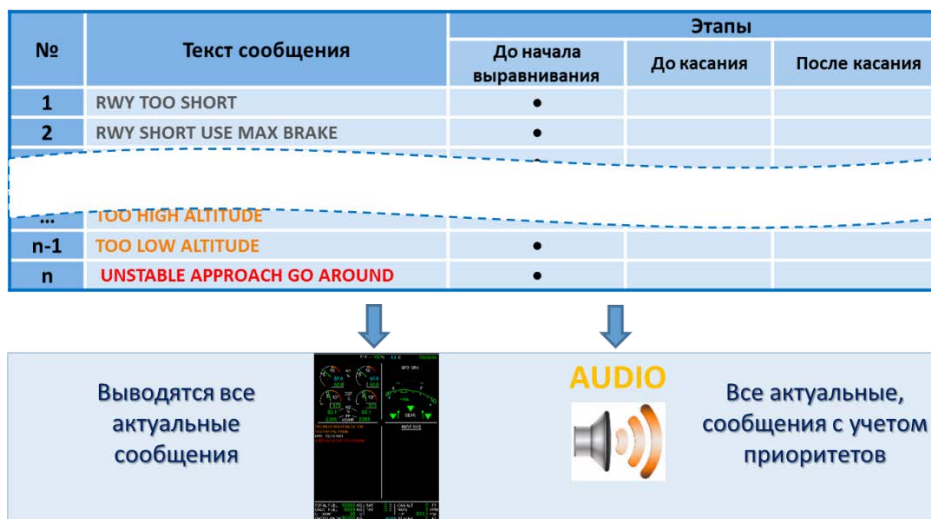


Рис. 1. Сообщения, формируемые бортовой системой предотвращения выкатывания самолета с ВПП

Базовый набор функций подобных систем включает в себя:

- Контроль потребной и располагаемой длины посадочной дистанции;
- Контроль траектории захода на посадку и др.;

Система не оказывает активного воздействия на органы управления самолетом, но она находится в контуре управления, который замыкается через лётчика, и может оказывать влияние на устойчивость контура и точность пилотирования. Поэтому как при разработке, так и при экспертизе данной системы необходимы компетенции в области динамики полета, правил летной эксплуатации самолетов, пилотажных характеристик, обработки информации и эргономики.

Спецификационная модель – это математическая модель системы, в которой должны быть в полной мере отражены все требования высокого уровня к СПВС. Одним из принятых стандартов является предоставление математической модели в виде программного модуля в среде Matlab/Simulink.

Процесс создания любой системы может быть представлен в виде «V-диаграммы». Вариант такой диаграммы применительно к разработке бортовой системы приведен на рис. 2. Нисходящая ветвь диаграммы отражает процесс разработки системы, восходящая ветвь – процесс тестирования разработанной системы. Разработка включает в себя:

- формирование функционала и требований высокого уровня к системе;
- разработку требований к отдельным составным частям (детализация требований);
- изготовление системы.

Далее система интегрируется в состав комплекса бортового оборудования и выполняется процесс тестирования, который включает в себя:

- подтверждение функциональности отдельных элементов системы;
- подтверждение функциональности системы в целом.

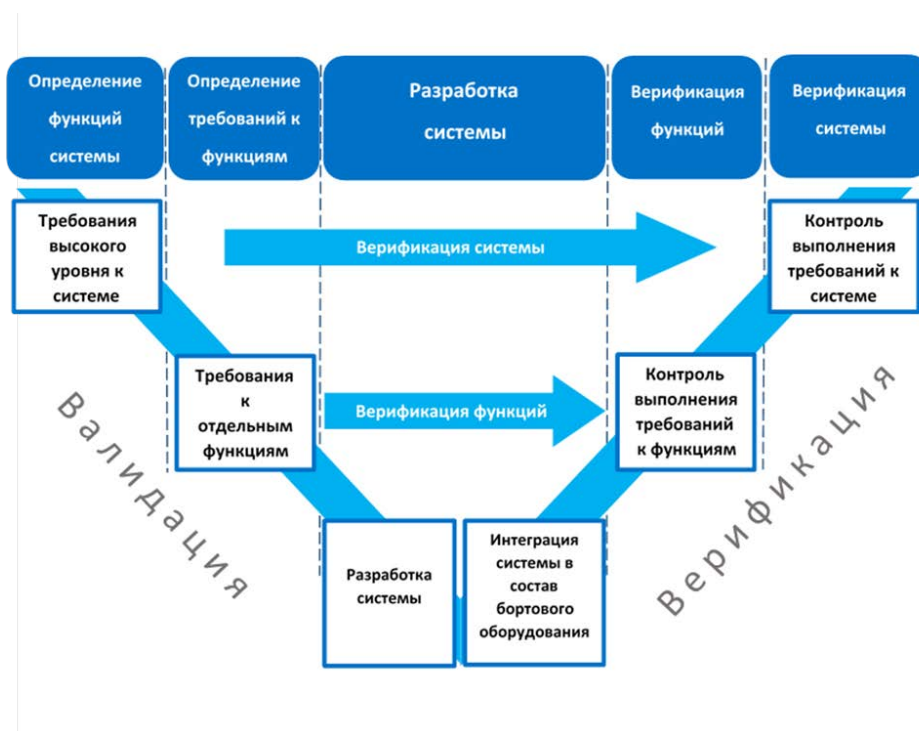


Рис. 2. V-диаграмма процесса разработки бортовой системы

Под валидацией, которая выполняется на этапе разработки, понимается процесс установления того, что требования являются полными, корректными и нашли отражение в системе. Целью валидации является подтверждение того, что при разработке создается «функционально-правильный» продукт, в данном случае СПВС, а точнее ее математическая модель (программный код в среде Matlab/Simulink). По существу, валидация – это экспертиза этапов разработки системы (нисходящая ветвь V-диаграммы на рис. 2), начиная с этапа формирования концепции и функционала системы и заканчивая его реализацией в готовом продукте.

Под верификацией понимается проверка реализации в модели, представленной на экспертизу, требований разного уровня к функционалу и структуре системы (восходящая ветвь V-диаграммы на рис. 2).

Процессы валидации и верификации сложной системы являются весьма трудоемкими, требующими значительных временных затрат. В среде Matlab существует семейство пакетов расширения для целей валидации, верификации, тестирования моделей и кода, среди которых интерес представляют следующие инструменты [8÷9]:

- Simulink Requirements;
- Simulink Check;
- Simulink Coverage;
- Simulink Design Verifier;
- Simulink Test.

Данные пакеты предполагают определенную технологию разработки ПО бортовой системы, в которой их использование начинается с момента формирования требований к разрабатываемой системе. Если модель системы в среде Matlab/Simulink и вербальные требования к ней не связаны между собой единой средой разработки, то процессы валидации и верификации выполняются «вручную».

Основными методами валидации являются:

- анализ концепции и алгоритмов;
- трассировка требований;
- выборочное моделирование.

Анализ концепции и алгоритмов включает в себя обзор прототипов, общую оценку функционала системы и детальное рассмотрение каждой из функций на предмет ее реализуемости. Все эти работы были выполнены применительно к представленной спецификационной модели. В частности, было отмечено, что алгоритмы оценки текущей полетной ситуации должны строиться с учетом ее восприятия линейным пилотом, а не только, исходя из маневренных возможностей самолета. Поскольку СПВС ориентирована на экипаж, то требуется тщательная отработка ее логики и алгоритмов на стендах с участием пилотов.

К числу дискуссионных относится вопрос о деградации функционала или отключении СПВС в случае выявления невалидности одного из входных параметров. Применительно к комплексным системам управления при обнаружении отказа вопрос часто решается в пользу реконфигурации алгоритмов системы управления с некоторым ухудшением характеристик устойчивости-управляемости самолета. Для СПВС, возможно, более целесообразным вариантом в таком случае является ее отключение с соответствующим уведомлением экипажа.

Обязательной частью процесса валидации является трассировка требований к системе. Необходимо проследить, чтобы все заявленные требования к системе и ее отдельным функциям нашли свое отражение в спецификационной модели. Таким образом, для каждой из заявленных функций выстраивается цепочка блоков Matlab/Simulink, в которых реализуется её функционал, при этом в модели не должно быть лишних блоков или неиспользуемых входов-выходов.

При валидации разрабатываемой спецификационной модели СПВС весьма эффективно использование метода выборочного моделирования (зависит от степени готовности математической модели), который позволяет наглядно проиллюстрировать основные особенности используемых алгоритмов системы и сделать заключение об их работоспособности.

Верификация спецификационной модели должна подтвердить выполнение заявленного функционала во всех возможных ситуациях. Для верификации модели СПВС применяется ее тестирование по определенной программе, которая предусматривает как проверку выполнения заявленного функционала системы в целом в возможных условиях полета, так и углубленное тестирование отдельных блоков. Ставится задача воспроизвести (смоделировать) такие ситуации, которые должны приводить к формированию системой определенных сообщений согласно предусмотренной логике работы и алгоритмам ее реализации. Как правило, процесс тестирования готовой модели требует значительных трудозатрат. Например, при испытаниях рассматриваемой модели СПВС было предложено и выполнено около 90 тестов (специальных сценариев), содержащих примерно 400 вариантов расчетов, которые в основном подтвердили соответствие спецификационной модели СПВС требованиям высокого уровня. Тестирование

отдельных блоков было выполнено расчетными методами, моделирование работы СПВС во взаимодействии с моделью динамики самолета – на мини-стенде, финальная проверка работы системы с участием летчиков – на пилотажном стенде. Выполненная программа испытаний рассматривается как минимальная. Полноценное тестирование, которое подтверждает срабатывание системы согласно заложенной логике во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации и практически исключает нештатные режимы функционирования, требует существенно большего объема испытаний.

Заключение. Регламентирование процесса проведения экспертизы бортовой системы на этапе ее разработки и испытаний обеспечивает большую полноту анализа и упрощает формирование доказательной базы для сертификации готового изделия.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по процессам сертификации высокоинтегрированных сложных бортовых систем воздушных судов гражданской авиации – Р4754. Межгосударственный авиационный комитет, 2007.
2. Квалификационные требования Часть 178С. Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники. Межгосударственный авиационный комитет, Авиационный регистр, 2016.
3. Руководство Р-331. Разработка и верификация на основе модели. Дополнение к документам КТ-178С и КТ-278А. Межгосударственный авиационный комитет, Авиационный регистр, 2016.
4. A. Jacob, R. Lignee, F. Villaume. The Runway Overrun Prevention System. Safety first magazine #8, July 2009.
5. A380 FCOM. Airbus S.A.S. Customer Service Directorate. Issue Date: 03.Nov.2011.
6. Marisa Jenkins, Robert F. Aaron, Jr.. Reducing Runway Landing Overruns. Boeing Aero Magazine, qtr. 03.2012.
7. Radhed Talih. Avionics Innovation for Safety. Honeywell. MACAS 2013.
8. <https://matlab.ru/products/>
9. <https://www.mathworks.com/products>

V.V. Strelkov (TsAGI, Zhukovsky). **Validation of development process and verification of specification model of on-board runway overrun prevention system**

Some methods of development process validation and specification model verification in accordance with contemporary requirements are considered relating to on-board runway overrun prevention system project. This kind of examination is the obligate part of evidential base that is generated by system designer and submitted to authorities.

Б.В. ПАВЛОВ, А.М.ШЕВЧЕНКО
(Институт проблем управления им В.А. Трапезникова РАН)

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ СИТУАЦИОННОЙ ОСВЕДОМЛЕННОСТИ ПИЛОТА НА КРИТИЧЕСКИХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА

Методы основаны на энергетическом подходе к управлению полетом и уравнении баланса энергий, которое описывает процесс изменения полной энергии самолета на всей траектории, включая впередилежащий участок. На этапе взлета прогнозирующий алгоритм вычисляет положение самолета на взлетно-посадочной полосе, после которого возможен разгон до скорости устойчивого горизонтального полета и набор высоты для преодоления высотного препятствия. На этапе приземления определяется длина тормозного пути. Результаты моделирования алгоритмов в широком диапазоне ситуаций подтвердили возможность заблаговременного извещения пилота о возможности продолжения безопасного взлета или посадки.

1. Концепция управления полной энергией движения.

В отличие от традиционного описания пространственного движения ЛА в переменных состояниях с позиций энергетического подхода движение ЛА описывается в терминах его полной энергии и её составляющих – потенциальной и кинетической [1,2]. В соответствии с этой концепцией управление формируется в функции отклонений ΔE полной энергии E от заданного значения E_z , которое однозначно определяется вектором задающего воздействия X_z . Функционал качества также задается в форме $Q_E = Q_E(\mathbf{U}, \mathbf{E}, \Delta \mathbf{E})$. Математической формулировкой энергетического подхода является **уравнение баланса энергий**:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{дв} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^w.$$

Это уравнение устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми её потребителями. Уравнение записано в форме приращений удельной энергии движения:

$$H_E(*) = E(*)/(mg) = h + V^2/(2g).$$

Единицей измерения удельной энергии служит метр, поэтому она называется также энергетической высотой. Уравнение содержит члены: ΔH_E – приращение энергетической высоты, $\Delta H_E^{дв}$ – удельная работа двигателя, ΔH_E^D – затраты энергии на преодоление силы лобового сопротивления, ΔH_E^w – работа ветра. Для каждого члена уравнения баланса энергий в работах [2-4] получены интегральные выражения. Однако на режимах движения по ВПП возникают силы сопротивления со стороны опор шасси. Поэтому уравнение баланса энергий было обобщено на наземные режимы путем добавления члена $\Delta H_E^{торм}$, отражающего процесс поглощения энергии на преодоление механических сил торможения:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{дв} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^{торм} + \Delta H_E^w.$$

Новый член представлен нами в форме:

$$\Delta H_E^{торм} = \int_{t_1}^{t_2} V k_{торм} dt,$$

где $k_{торм}$ – обобщенный нормированный коэффициент торможения, равный отношению суммарной силы сопротивления со стороны шасси к весу самолета. В свою очередь сила сопротивления зависит от коэффициента сцепления колес с покрытием ВПП и степени обжатия

тормозных колодок колес. При полном обжати коэффициент торможения равен коэффициенту сцепления.

2. Энергетический метод прогнозирования безопасного пролета над препятствием

В момент пролета над препятствием самолет должен иметь скорость не ниже минимальной скорости устойчивого горизонтального полета V_2 , известной для каждого типа самолетов. Таким образом, полная энергия движения в момент преодоления препятствия $E_{H_{нпр}}$ должна содержать необходимый минимум кинетической составляющей и запас потенциальной составляющей, которая и определяют достижимую высоту $H_{нпр}$ пролета над препятствием:

$$E_{H_{нпр}} = m \frac{V_2^2}{2} + mgH_{нпр} \quad (1)$$

Величина полной энергии складывается из текущих кинетической и потенциальной составляющих и работы всех внешних сил F_i на траектории маневра. Тогда спрогнозированная накопленная энергия на пути S

$$E(t)_{проз} = m \frac{V(t)^2}{2} + mgh(t) + S \sum_i F_i(t) \quad (2)$$

где $\sum_i F_i(t)$ - сумма всех внешних сил: тяги двигателя, аэродинамического сопротивления, трения качения и торможения. В предлагаемой методике результирующая сила естественным образом вычисляется через продольное ускорение $a(t)$

$$\sum_i F_i = ma(t) \quad (3)$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке

$$a(t) = gn_x(t) \quad (4)$$

Приравняв выражения для необходимой (1) и прогнозной (2) энергий с учетом эквивалентной замены (3) и измерений (4), в процессе разбега можно найти длину впередилежащего участка траектории до точки принятия решения (ТПР), необходимого для накопления недостающей полной энергии:

$$D_{ТПР}(t) = \left(g \left(H_{нпр} - h(t) \right) + 0.5 \left(V_2^2 - V(t)^2 \right) \right) / gn_x(t) - L_{нпр}$$

Координата этой точки:

$$X_{ТПР}(t) = X(t) + D_{ТПР}(t)$$

В отличие от методики взлета, предписываемой руководствами по летной эксплуатации, метод прогнозирования полной энергии указывает на возможность взлета не в момент достижения скорости принятия решения, а намного раньше и в координатах дальности, привязанных к взлетной полосе.

Для повышения ситуативной осведомленности весьма полезным считается знание запаса, или резерва, дальности до обреза взлетной полосы в точке принятия решения. Величина резерва также прогнозируется в процессе разбега:

$$L_{рез}(t) = L_{ВП} - X(t) - D_{ТПР}(t)$$

Объективная оценка этой дальности, в отличие от интуитивной, улучшает ситуативную осведомленность пилота и снижает предпосылки для ошибочных действий. В процессе разбега пилоту может выдаваться сообщение о дальности до точки подъема передней стойки.

Отличительной особенностью энергетического метода прогнозирования является то, что в текущем прогнозе учитывается полная энергия, приобретаемая самолетом на воздушном сегменте за пределами наземного участка.

3. Метод прогнозирования дистанции безопасного торможения

В пределах наземного участка траектории, т. е. на этапах пробежки после приземления или разбега перед взлетом, могут возникать ситуации, требующие введения режима экстренного торможения.

В таких ситуациях существует опасность выкатывания за пределы ВПП. В условиях дефицита времени необходимо оценить возможность экстренного торможения и останова в пределах ВПП или ухода на второй круг. Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ε .

Выбрав критерий останова $V(t) \leq \varepsilon$, найдена прогнозная длина тормозного пути:

$$D_{\text{торм}} = S(t)_{\text{прог}} = 0,5(V^2(t) - \varepsilon^2) / gn_x(t)$$

По вычисленной оценке в поле зрения пилота может быть сгенерировано сообщение о резерве дистанции безопасного торможения:

$$L_{\text{резерв}} = L_{\text{ВПП}} - x(t) - D_{\text{торм}}$$

Очевидно, что информативность и применимость прогноза для повышения ситуационной осведомленности тем выше, чем более достоверны прогнозные оценки параметров движения по отношению к их реальным значениям.

Наиболее простой и очевидный прогноз дистанции торможения вычисляется в процессе движения самолета по ВПП, основываясь на текущих энергетических характеристиках и действующих силах.

В процессе движения все силы меняются в соответствии с изменением скоростного режима или по какой-либо программе. Таким образом, прогноз не может совпасть с реальным процессом и всегда содержит погрешность или неопределенность. Для повышения достоверности прогноза в данной работе предлагается эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования путем введением в алгоритм прогнозирования коэффициента коррекции ($Q_{\text{кор}}$) результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна.

Корректированная длина тормозного пути находится в виде

$$D_{\text{торм_кор}} = Q_{\text{кор}} D_{\text{торм}}$$

При этом

$$Q_{\text{кор}} = Q_{\text{кор}}(J_i, k_{\text{торм}}, V),$$

где J_i - признак режимов, V – скорость качения.

Идентификаторами режимов являются логические переменные:

$$J_{\text{рев}} = 1, \text{ if } \text{REV}(t) \geq |\text{REV}_{\text{max}}| \text{ и}$$

$$J_{\text{инт}} = 1, \text{ if } \alpha_{\text{интерц}} \geq 0$$

Коэффициент коррекции также различается по режимам

$$Q_{\text{кор}} = \begin{cases} Q_{\text{рев}}, & \text{if } J_{\text{рев}} \geq 1, \\ Q_{\text{инт}}, & \text{if } J_{\text{инт}} \geq 1. \end{cases}$$

На реверсном участке наибольшее влияние на ошибки прогнозирования имеют коэффициент сцепления $k_{\text{сц}}$, который и сообщается на борт, а коэффициент коррекции на участке максимального реверса $Q_{\text{рев}}$ в явном виде учитывал именно эти факторы

$$Q_{\text{рев}} = k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) \cdot k_{\text{рев}}(V)$$

На участке пробеге с выпущенными интерцепторами коррекция достигалась простым масштабированием оптимальных коэффициентов по массе, нормированной средней посадочной массой $m_{\text{норм}} = m/m_{\text{сред}}$. После уборки интерцепторов коэффициент коррекции снова менял масштаб.

Зависимость коррекции от скорости была найдена в виде

$$k_{\text{рев}}(V) = k_1(k_0 + (1 - k_0)V/V_n),$$

где V_n – начальная скорость торможения, Настроечные коэффициенты k_0 и k_1 определялись поиском на множестве полетных условий по критерию минимума средней погрешности прогноза на реверсном участке.

Такой метод раздельной коррекции в зависимости от используемых средств торможения показал хорошую степень приближения прогнозных оценок к фактической траектории.

Было обнаружено, что коэффициенты коррекции слабо зависят от массы самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Борисов В.Г., Начинкина Г.Н., Шевченко А.М.** Энергетический подход к управлению полетом. М., «Автоматика и телемеханика» № 6, 1999. С. 59-70.
2. **Kurdjukov A.P., Nachinkina G.N., Shevtchenko A.M.** Energy approach to flight control. / AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AIAA Paper 98-4211. Boston, 1998.
3. **Shevchenko A.M.** Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. Sept. 5-8, 2011. P. 1-5 <http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/>.
4. **A.Kuznetsov, A.Shevchenko, Ju. Solonnikov.** The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, //19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013).Germany.2013. Proceengs, pp.183-187.

B.V. Pavlov, A.M. Shevchenko (Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, Moscow). **Techniques for increasing pilot situational awareness at critical phases of flight**

Methods based on the energy approach to flight control and the energy balance equation, which describes the process of changing the total energy of the aircraft over the entire trajectory, including the forward section. At the take-off stage, the predictive algorithm calculates the position of the aircraft on the runway, after which it is possible to accelerate to a steady horizontal flight speed and climb to overcome a high-altitude obstacle. At the landing stage, the braking distance is determined. The results of modeling algorithms in a wide range of situations confirmed the possibility of in advance notification of the pilot about the possibility of continuing a safe takeoff or landing.

А. М. АГЕЕВ

(Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж)

В. Н. БУКОВ, В. А. ШУРМАН

(Научно-исследовательский институт авиационного оборудования, г. Жуковский)

ПРОЦЕДУРЫ ПАРНОГО АРБИТРАЖА КОНФИГУРАЦИЙ В ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ ИЗБЫТОЧНОСТЬЮ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ

Рассматривается задача выбора наиболее подходящей в сложившихся условиях функционирования конфигурации компонентов избыточного комплекса бортового оборудования в интересах обеспечения отказоустойчивости и достижения других характеристик. С целью обеспечения достоверности и непротиворечивости арбитража конфигураций введены процедуры, заключающиеся во взаимной перекрестной проверке оценок предпочтения устройств. Приводятся результаты оценки эффективности предложенных процедур. Результаты могут быть положены в основу систем реконфигурации комплексов оборудования различного назначения.

Введение. В работах авторов [1-3] сформулирован подход к управлению резервированием отказоустойчивых комплексов бортового оборудования (КБО) посредством так называемых супервизоров конфигураций (СК) – программных субъектов, каждый из которых соотнесен с определенной конфигурацией и выполняет все процедуры подготовки и реализации этой конфигурации. Совокупность операций, включающую мониторинг состояния компонентов избыточного комплекса и его реконфигурирование для парирования отказов и адаптации к условиям работы посредством СК предложено называть *управлением избыточностью* [2].

Одной из ключевых особенностей такого подхода является то, что конфигурации избыточных ресурсов КБО, представляемые СК, периодически или по факту обнаружения отказов проходят попарное сравнение с целью оперативного выявления наиболее подходящей из них в сложившихся условиях. Для обозначения свойств непротиворечивости такого сравнение вводится понятие *арбитража*, под которым в данном случае понимаются процедуры однозначного выбора предпочтительной в текущих условиях конфигурации оборудования, включая вопросы разрешения всех возможных конфликтов такого выбора.

Предлагаемый доклад посвящен процедурам парного арбитража, направленного на достижение непротиворечивости и достоверности выбора конфигураций в рамках заявленного подхода.

Содержание процедур парного арбитража. Задача арбитража конфигураций сводится к выбору такой готовой к реализации предпочтительной конфигурации

$$m_{\text{opt}} = \underset{m_q}{\text{opt}} \begin{cases} a) \text{ ИГ}(m_q) = 1, \\ b) \text{ ПФЭ}_{\text{max}} = \max_{m_q \in M} \text{ПФЭ}(m_q) \end{cases} \quad (1)$$

из всей совокупности конфигураций $M = \{m_q(k_{1q}, k_{2q}, \dots, k_{Nq}, a_q)\}$, где k_{iq} , $i = \overline{1, Nq}$ – входящие в q -ю конфигурацию компоненты, a_q – совокупный процесс обработки данных в q -й конфигурации, $q = \overline{1, Q}$, Q – количество различных конфигураций, у которой значения интегральных показателей:

$\text{ИГ}(m_q)$ – индекс готовности – показатель готовности каждой конфигурации, характеризующий готовность всех её компонентов и целостность связей между ними;

и $\text{ПФЭ}(m_q)$ – показатель функциональной эффективности – характеристика относительной эффективности (результативности) каждой конфигурации, имеют оптимальные (рациональные) значения.

Предполагается, что при наличии нескольких готовых конфигураций с максимальным значением ПФЭ такие конфигурации эквивалентны, а окончательный выбор может осуществляться по предусмотренным дискриминационным правилам.

Удовлетворение условию *a*) в выражении (1) соответствует отказоустойчивости КБО в целом, а условию *б*) – одновременному достижению его оптимальных (рациональных) эксплуатационно-технических характеристик, формализуемых посредством ПФЭ.

Предлагаемая для этих целей процедура парного арбитража конфигураций (ПАК) в общих чертах поясняется схемой алгоритма, представленного на рис. 1.

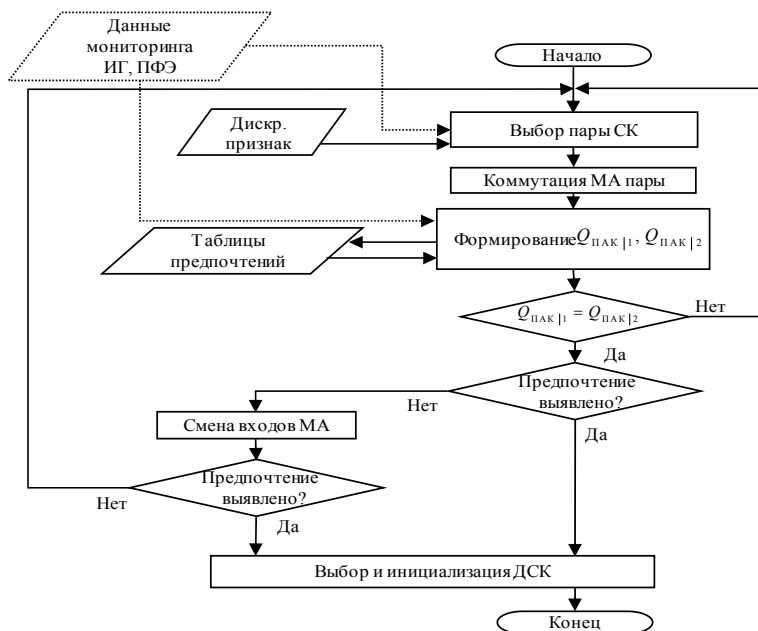


Рис. 1. Алгоритм арбитража конфигураций (одна итерация)

На схеме под ДСК понимается доминирующий супервизор конфигурации, победивший в арбитраже супервизоров, которому делегируются полномочия на реализацию закрепленной за ним доминирующей ДСК-конфигурации;

Множество всех СК после мониторинга их ИГ и ПФЭ по оговоренному правилу разбивается на пары, как показано на рис. 2.

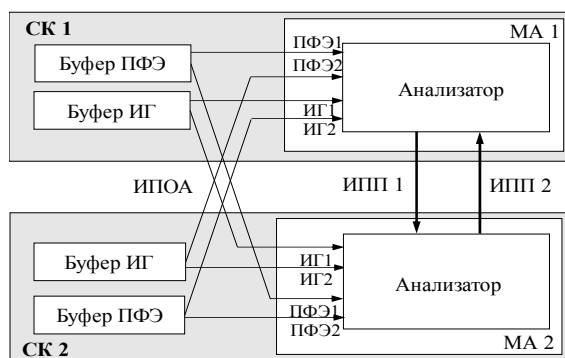


Рис. 2. Информационные послылки предпочтений при ПАК

Между модулями арбитража (МА) пары СК организуются информационные послылки объектов арбитража (ИПОА), охватывающие взаимный обмен данными конфигураций (хранящимися в буферах ИГ и ПФЭ каждого СК), а также формируемые на их основе информационные послылки предпочтений (ИПП).

При выполнении парного арбитража оба модуля МА1 и МА2 независимо сопоставляют конфигурации в паре, формируя индексы предпочтения:

- «1» – для предпочтительной конфигурации,
- «0» – для альтернативной (другой) конфигурации из пары.

Результат формируется в виде матрицы предпочтений (МП)

$$Q_{\text{ПАК}} = \begin{pmatrix} & \text{МА1} & \text{МА2} \\ \text{ОА1} & \begin{bmatrix} q_1^1 & q_1^2 \end{bmatrix} \\ \text{ОА2} & \begin{bmatrix} q_2^1 & q_2^2 \end{bmatrix} \end{pmatrix}$$

где q_i^j – индекс предпочтения i -го ОА, определенный j -м МА.

Таким образом МА в каждом СК формирует свою пару элементов МП:

$$Q_{\text{ПАК}|1} = \begin{bmatrix} q_1^1 & - \\ q_2^1 & - \end{bmatrix} \quad \text{или} \quad Q_{\text{ПАК}|2} = \begin{bmatrix} - & q_1^2 \\ - & q_2^2 \end{bmatrix}.$$

Используя обмен данными через ИПП, каждый СК формирует идентичную МП пары

$$Q_{\text{ПАК}} = [Q_{\text{ПАК}|1} \quad Q_{\text{ПАК}|2}].$$

В случае возникновения конфликтов при выборе предпочтения (несоответствии оценок МП пары) предусмотрена взаимная замена местами входов МА и повторная оценка предпочтений во 2-м акте арбитража. На основании сведенных в таблицы правил предпочтений определяется предпочтительный СК каждой пары, который участвует в ПАК более высокого уровня иерархии. Пример таблицы предпочтений представлен в табл. 1.

Т а б л и ц а 1

Таблица значений матрицы предпочтений

Группа значений	Предпочтения СК	1 акт арбитража								
		Ошибки анализатора								
		нет	МА1		МА2		МА1	МА2	МА1	МА2
ложная «1»	ложный «0»		ложная «1»	ложный «0»	ложный «0»					
I		Конфликты 1 акта						$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	
		2 акт арбитража								
II	СК1	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$		$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	
III	СК2	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$			$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$
IV	никакой		$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$							

Анализ результатов арбитража: общее число значений МП – 16, в результате 1 акта: выявлено предпочтений СК1 – 5, СК2 – 5, нет предпочтений – 4, конфликт – 3; в результате 2 акта: дополнительно выявлено предпочтений СК1 – 2, СК2 – 2.

Оценка эффективности. Для оценки эффективности процедур арбитража по критериям достоверности и полноты контроля, сравним результаты выполнения контроля двух СК предложенным и существующим способом контроля двух устройств компаратором, для которого возможны следующие варианты оценок предпочтения:

$\begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}$ – предпочтительным признается СК1,

$\begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}$ – предпочтительным признается СК2,

$\begin{bmatrix} 1 & 1 \end{bmatrix}$ – предпочтение может быть отдано любому устройству (здесь, как и в предлагаемом способе, принимается, что в случае равенства по сравниваемым параметрам выбирается СК1 как обладающее меньшим порядковым номером),

$\begin{bmatrix} 0 & 0 \end{bmatrix}$ – ни одному из устройств не может быть отдано предпочтение.

Результат сравнения, представленный в табл. 2, показывает, что предложенные процедуры ПАК позволяют более чем на 18% раз повысить результативность арбитража конфигураций (повышение полноты контроля за счет большей доли выявленных состояний), что в конечном

увеличит вероятность безотказной работы системы управления избыточностью (по предварительным оценкам на 1-2 порядка).

Т а б л и ц а 2

Результаты оценки эффективности алгоритмов

Характеристики		Доля состояний, выявленных по результатам контроля		
Варианты		существующий	предложенный	
			1 акт	2 акта
Общее число значений МП		4	16	16
Предпочтение СК1*		1/4+1/4	5/16+3/16	5/16+3/16+(1/16)·(1/2)
Предпочтение СК2		1/4	5/16	5/16+(1/16)·(1/2)
Бракуются оба СК		1/4	3/16	1/16
Итог**	Успешное предпочтение	3/4 (75 %)	13/16 (81,25 %)	15/16 (93,75 %)
	Нет предпочтения	1/4 (25 %)	3/16 (18,75 %)	1/16 (6,25 %)
Характеристики		Доля ошибок, выявленных по результатам контроля		
Общее число значений оценок		Не проводится	16	16
Нет ошибок МА			2	2
Выявлена ошибка МА1			5	5+1·(1/2)
Выявлена ошибка МА2			5	5+1·(1/2)
Ошибка не выявлена			3	2
Итог**	Успешная диагностика		12/16 (75 %)	14/16 (87,5%)
	Не успешная диагностика	4/16 (25 %)	2/16 (12,5%)	
* принимается, что в случае равенства по сравниваемым параметрам выбирается СК1 как обладающий меньшим порядковым номером,				
** проценты составляют вес определенных исходов на фоне всех возможных значений МП, каждое из которых полагается равновесным.				

Кроме того, алгоритмы дают возможность самотестирования модулей арбитража (в табл. 1 представлены соответствующие оценки неисправностей МА, заключающихся в выдаче «ложного 0» или «ложной 1» при формировании ИПП) с достоверностью контроля (доля выявленных ошибок МА), равной 87,5 %.

Заключение. Предложенные процедуры парного арбитража конфигураций направлены на решение задачи непротиворечивого выбора предпочтительных конфигураций в избыточном комплексе оборудования. Проведенная оценка эффективности предложенных алгоритмов показывает выигрыш, состоящий в увеличении полноты и достоверности арбитража, в том числе повышение достоверности контроля при выявлении ошибок модулей арбитража супервизоров конфигураций. Разработанные алгоритмы могут быть положены в основу систем реконфигурации комплексов бортового оборудования различного целевого назначения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Агеев А.М., Бронников А.М., Буков В.Н., Гамаюнов И.Ф. Супервизорный метод управления избыточностью технических систем // *Изв. РАН. Теория и системы управления*. 2017. № 3. С. 59–69.
2. Буков В.Н., Бронников А.М., Агеев А.М и др. Концепция управляемой избыточности комплексов бортового оборудования // Науч. чтения по авиации, посвящ. пам. Н.Е. Жуковского: Матер. XVI Всерос. науч. -практ. конф. / Гл. ред. С.П. Халютин. М.: ИД Акад. Жуковского, 2019. С. 17–33.
3. Агеев А.М., Буков В.Н., Шурман В.А. Система управления избыточностью комплексов бортового оборудования: супервизорный подход // Матер. XIV Всерос. мультikonф. по проблемам управления (МКПУ-2021): 4 т. – Ростов-на-Дону, Таганрог: Изд-во Южного федер. ун-та, 2021. Т.2, С. 87-90.

A.M.Ageev (N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy, Voronezh), V.N.Bukov, V.A.Shurman (Research institute of aviation equipment, Zhukovsky). **Pair configurations arbitration procedures in the problem of on-board redundancy management**

The problem of choosing the most suitable configuration of components of the redundant complex of on-board equipment in the current operating conditions is considered in the interests of ensuring fault tolerance and achieving other characteristics. In order to ensure the reliability and consistency of configuration arbitration, procedures have been introduced consisting in mutual cross-validation of device preference estimates. The results of evaluating the effectiveness of the proposed procedures are presented. The results can be used as the basis for reconfiguration systems of equipment complexes for various purposes.

А.В. ГРЕБЁНКИН

(ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики», Москва)

УЧЕТ ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ФАКТОРА В ЗАДАЧАХ ИНТЕГРАЦИИ РУЧНОГО И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ В СЛОЖНЫХ МНОГОФАКТОРНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА САМОЛЁТА

Рассматриваются особенности формирования управляющих воздействий пилота (оператора) при управлении самолётом в сложных многофакторных ситуациях полёта с учётом решения задач интеграции ручного и автоматического управления. Многофакторные ситуации рассматриваются в рамках технологии виртуальных лётных испытаний с имитацией управляющих действий пилота и формировании сигналов автоматических систем управления.

В решении задач управления самолётом пилот (экипаж) решает множество задач, основанных на особенностях **поведенческой деятельности**:

1. **процедурная деятельность** (особенности управления силовой установкой, конфигурацией ВС, автопилотом, индикаторами, навигацией и связью, контроль за топливом и т.п.);
2. **сенсорно-моторная деятельность** (особенности формирования управляющих воздействий на ВС, контроль за расстоянием, скоростью, высотой, пролётом препятствий, обнаружение опасных ситуаций и географическая ориентация);
3. **деятельность, связанная с принятием решений** (самооценка навыка, знаний, физических и психических возможностей, оценка возможностей бортовых и наземных систем, оценка опасных ситуаций).

Включая человека (пилота) в контур совмещённого управления, следует учитывать особенности его функционирования по обработке потока информации и особенности процесса взаимодействия с системой отображения информации (СОИ).

При синтезе управляющих воздействий автоматических систем в контуре совмещённого управления необходим учёт и оптимизация *структуры зрительной деятельности пилота по критерию минимизации зрительной нагрузки по приборной видеоинформации*:

- выдерживание минимально необходимых частот обращений к полётным параметрам, совокупность которых определяет конкретную задачу пилотирования;
- учёт особенностей распределения зрительного внимания пилота по элементам СОИ, обеспечивающее правильное распознавание полётных ситуаций (приоритет и последовательность).

Учёт особенностей штурвального управления основан на особенностях обработки потока информации человеком при реализации управления с наблюдением.

Управление с наблюдением – это управление по типу пилотирования, наведения, навигации, слежения, стабилизации. Это управление представлено многошаговым процессом, каждый шаг которого состоит из следующих действий:

- 1) **НАБЛЮДЕНИЕ** текущего состояния объекта (наблюдение параметров движения с заданным шагом и точностью наблюдения). Шаг наблюдений и точность стабилизации должны учитывать психофизиологическое состояние пилота в конкретной (многофакторной) ситуации и эргономические качества отдельных систем ВС;
- 2) **АССОЦИАЦИЯ** результатов наблюдений со стратегией управления и принятия решения о выборе очередного управляющего воздействия для реализации той или иной задачи пилотирования;
- 3) **РЕАЛИЗАЦИЯ** выбранного воздействия (задачи управления) на шаге управляющего воздействия (шаг управляющего воздействия может быть больше или равен шагу интегрирования или кратным заданной дискретности АСШУ) с заданной точностью. Для пилота – шаг интегрирования переменный, для САУ - шаг интегрирования постоянный.

Отдельный интерес учёт особенностей штурвального управления представляет в решении задач оптимального автоматического управления в сложных многофакторных условиях полёта.

Многофакторная ситуация рассматривается на примере моделирования посадки в условиях отказа двигателя и воздействия ветрового возмущения типа «микровзрыв». Рассматриваются условия на пределе и за пределами человеческих возможностей с точки зрения формирования

управляющих воздействий с реализацией замены человека системой автоматического управления в тех случаях, где человеческих возможностей недостаточно.

На рис. 1 ... 3 приведены некоторые результаты посадки магистрального двухдвигательного высокоавтоматизированного самолёта в сложной многофакторной ситуации полёта с имитацией управления тягой двигателей на пределе человеческих возможностей (рис. 1), за пределами человеческих возможностей (рис. 2) и заменой функции ручного управления тягой двигателей на автоматическое адаптивное управление тягой и силой лобового сопротивления (рис. 3).

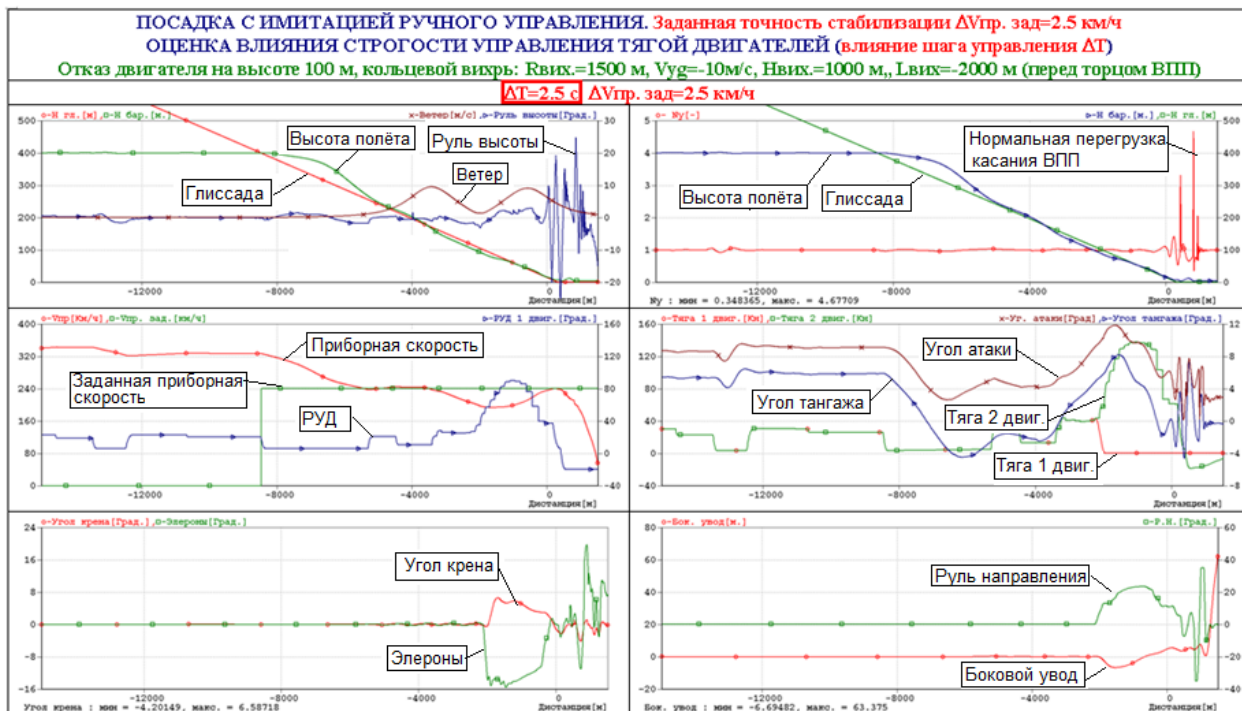


Рис. 1 Посадка на пределе возможностей человека по частоте вмешательства в управление тягой двигателей $\Delta T=2.5$ с (катастрофа с нормальной перегрузкой касания ВПП $\mu_y=4.7$ g)

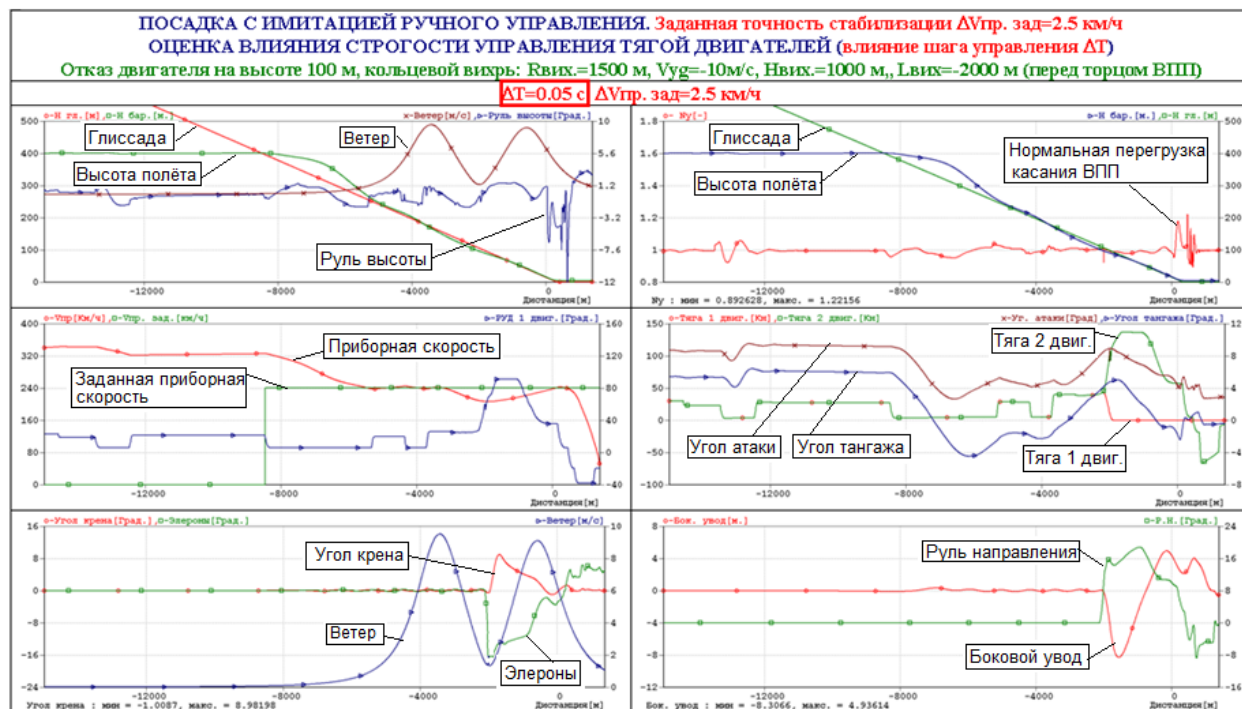


Рис. 2 Посадка за пределами возможностей человека по частоте вмешательства в управление тягой двигателей $\Delta T=0.05$ с (нормальная посадка с перегрузкой касания ВПП $\mu_y=1.2$ g)

**РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ РУЧНОЙ ПОСАДКИ С АДАПТИВНЫМ
АВТОМАТИЧЕСКИМ УПРАВЛЕНИЕМ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ**
Для адаптивного автомата тяги: $\Delta T=0,05$ с, $\Delta V_{пр. зад.}=2,0$ км/ч

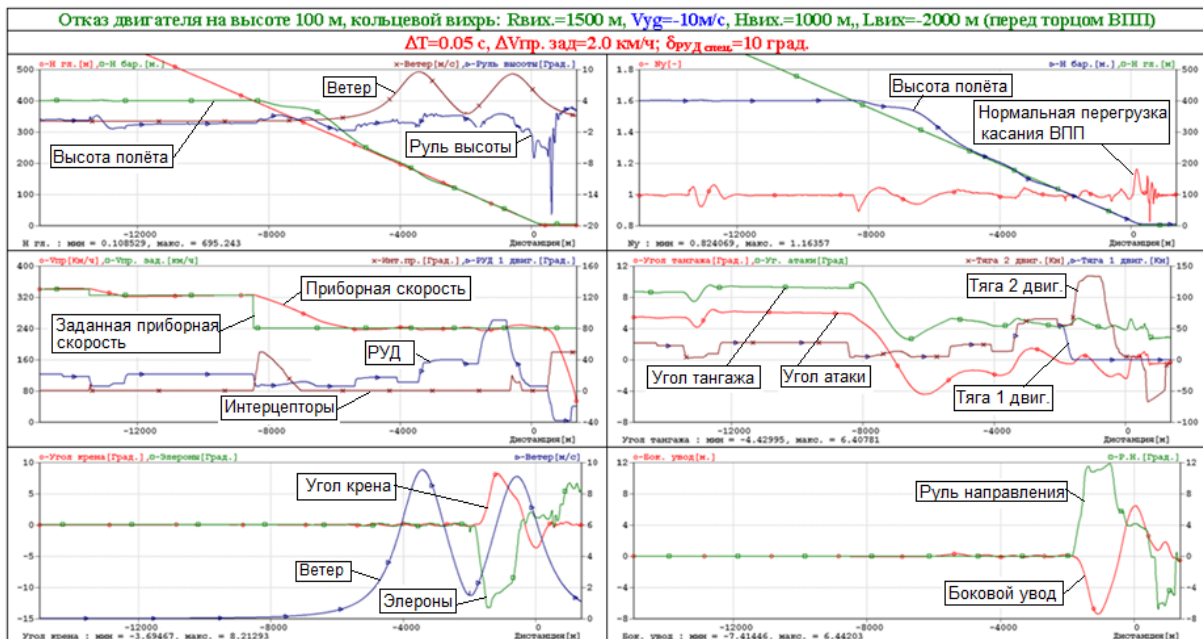


Рис. 3 Посадка с автоматическим управление тягой двигателей и секциями интерцепторов
 $\Delta T=0.05$ с (нормальная посадка с перегрузкой касания ВПП $n_y=1.16$ g)

ЛИТЕРАТУРА

1. Гребёнкин А.В., Кербер О.Б., Лушников А.А. Применение технологии виртуальных лётных испытаний в исследовании энергетических методов траекторного управления самолётом. Научное издание XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2021), в 4 т. (Дивноморское, Геленджик, 27–02 октября 2021): том 3. Южный федеральный университет. Ростов-на-Дону; Таганрог: Издательство Южного федерального университета, 2021. 36–40 с.
2. Alexander Grebenkin, Ivan Burdun, Andrew Bubin «Early Screening of Multifactorial Risk Space For Black Swan Accident Scenarios Using System Dynamics Modeling and Safety Assessment Technology» (presentation abstract). Aerospace Testing (AST) Conference, 3-4 November 2021, Toulouse, France
3. Alexander Grebenkin, Ivan Burdun, Sergey Kostin «Validation of the 'Pilot - Automaton - Aircraft - Operating Environment' System Dynamics Model for Virtual Flight Testing and Safety Assessment» (presentation abstract). Aerospace Testing (AST) Conference, 3-4 November 2021, Toulouse, France

Alexander Grebenkin (PJSC «Moscow Institute of Electromechanics and Automatics», Moscow). **The account of the human factor in problems of integration manual and automatic control in difficult multifactorial conditions of flight of the plane**

Features of formation of operating influences of the pilot (operator) are considered at control of airplane in difficult multifactorial situations of flight with the account of the decision of problems of integration manual and automatic control. Multifactorial situations are considered within the limits of technology of virtual flight tests with imitation of operating actions of the pilot and formation of signals of automatic control systems.

В.В. СТРЕЛКОВ, И.А. ПЕТРОВ
(ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский)

РАЗРАБОТКА МАТРИЦЫ КВАЛИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВЫКАТЫВАНИЯ САМОЛЕТА СО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ

Рассматривается один из подходов к тестированию бортовой реализации алгоритмов системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы без использования специальных инструментов Matlab. Данный подход предполагает разработку ограниченного набора специальных тестов (матрицы квалификационных испытаний) для оперативной проверки вычислителя перед его установкой на борт опытного самолета.

Введение. На определенном этапе разработки бортовой системы ее алгоритмы, отработанные в установленном порядке, «прошиваются» в бортовом вычислителе. Современная технология разработки бортового программного обеспечения предусматривает в качестве этапа разработки создание так называемой спецификационной модели системы – математической модели, например, в среде Matlab/Simulink, в которой реализован функционал системы [1]. Таким образом, спецификационная модель после ее валидации и верификации рассматривается как эталон разрабатываемой системы, который необходимо перенести в вычислитель в виде исполняемого кода.

В процессе «прошивки» в бортовой вычислитель верифицированного программного обеспечения (ПО), в котором реализованы алгоритмы бортовой системы предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы (СПВС), возможно искажение алгоритмов работы эталонного ПО вследствие его переноса из среды Matlab/Simulink в другую среду, совместимую с используемым вычислителем. Кроме того, сам вычислитель может стать причиной проявления некоторых особенностей в работе ПО. Речь, например, может идти о наличии запаздывания выходов вычислителя по сравнению с эталонной моделью. Поэтому встает вопрос о необходимости тестирования ПО в составе вычислителя.

Разработка матрицы квалификационных испытаний вычислителя СПВС. Система предотвращения выкатывания самолета со взлетно-посадочной полосы (ВПП) является исключительно информационной системой и, в отличие от системы улучшения устойчивости и управляемости самолета, автопилота и др., не оказывает непосредственного активного влияния на управление самолетом и, следовательно, на характеристики устойчивости самолета. СПВС анализирует доступные полетные данные и формирует информационные сообщения для экипажа, то есть находится вне контура автоматического управления самолетом. Поэтому подходы к тестированию вычислителя СПВС должны отличаться от тех, которые применяются при тестировании вычислителей системы улучшения устойчивости и управляемости самолета, автопилота и других автоматических систем. Применительно к СПВС некорректно говорить об амплитудно и фазочастотных характеристиках, в то время как для блоков системы улучшения устойчивости и управляемости самолета и автопилота сравнение этих характеристик спецификационной модели и вычислителя является одним из основных тестов.

Предлагаемые тесты предназначены для проверки правильности реализации законов СПВС в бортовом вычислителе. Под правильностью понимается идентичность реализаций законов управления, прошитых в вычислителе, и в спецификационной модели в среде Matlab/Simulink, то есть совпадение их выходных сигналов, рис. 1.

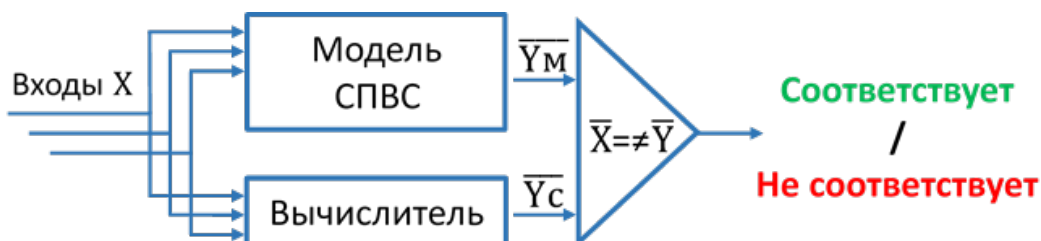


Рис. 1. Тестирование ПО вычислителя СПВС

Таким образом отклик спецификационной модели на заданные входы является эталоном, с которым будет сравниваться отклик вычислителя на те же входы. Полноценное тестирование предполагает перебор всех возможных комбинаций входов вычислителя и сравнение его выходов с выходами модели. Но такое тестирование требует использования специальных приложений Matlab [2÷3] и значительных временных ресурсов. В настоящей работе предлагается ограниченный набор тестов для оперативной проверки вычислителя перед его установкой на борт опытного самолета.

Минимальный набор тестов для вычислителя должен охватывать все блоки спецификационной модели и все случаи, когда в этих блоках выполняется преобразование входных сигналов. Поэтому при разработке тестов целесообразно привязать их к функциям СПВС, что позволит использовать при формировании тестов так называемую «матрицу покрытия», которая связывает блоки спецификационной модели с функционалом системы.

Необходимо учитывать, что в отличие от спецификационной модели, при тестировании вычислителя количество контролируемых параметров, доступных для анализа, ограничено количеством его «физических» выходов.

Каждый тест – это некоторый сценарий посадки, который предполагает моделирование работы СПВС во временной области. То есть для каждого теста задается изменение параметров на входе вычислителя в зависимости от времени.

$$X_1=X_1(t), X_2=X_2(t), \dots X_n=X_n(t), \quad (1)$$

где $X_{1,2,\dots,n}(t)$ – зависимость входа вычислителя от времени.

Практически во всех тестах считается, что в момент времени t_0 самолет находится на определенном удалении от торца ВПП и заданной высоте (ниже глиссады) на продолжении оси ВПП. Номинальная (тестовая) траектория захода на посадку и посадки задается в виде 4-х прямолинейных участков:

- выход на глиссаду в горизонтальном полете;
- полет по глиссаде до высоты начала выравнивания;
- выравнивание до касания ВПП;
- пробег по ВПП.

Отдельный сценарий (стандартный для всех тестов) используется для активации СПВС (её включения в рабочий режим), поскольку тестовое моделирование начинается на этапе захода на посадку на некотором удалении от торца ВПП, а активация системы происходит на этапе взлета.

Набор тестов для каждой из их сформированных групп (привязанных к основным функциям) состоит из одиночного теста, выполняющего контрольную проверку работы функции, и «мультитеста», обеспечивающего расширенное тестирование, рис. 2. В свою очередь «мультитест» может задаваться либо перебором некоторых параметров входного сигнала, либо заданием параметра на входе системы в виде, синусоиды. Набор тестов передается заказчику в виде модулей в среде Matlab/Simulink

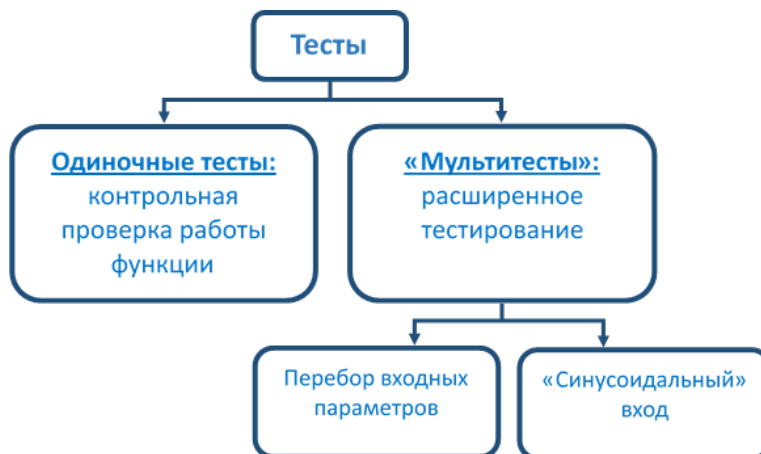


Рис. 2. Набор тестов для вычислителя

Заключение. В заключении необходимо отметить, что предлагаемый подход к тестированию алгоритмов, прошитых в вычислитель бортовой системы предотвращения выкатывания самолета с ВПП, не отменяет необходимости полнообъемного тестирования во избежание возможных скрытых ошибок в программном обеспечении, в том числе, приводящих к нештатному срабатыванию системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство Р-331. Разработка и верификация на основе модели. Дополнение к документам КТ-178С и КТ-278А. Межгосударственный авиационный комитет, Авиационный регистр, 2016.
2. <https://matlab.ru/products/>
3. <https://www.mathworks.com/products>

V.V. Strelkov, I.A. Petrov (TsAGI, Zhukovsky). **Development of qualification tests matrix for the on-board computer of runway overrun prevention system**

The study considers one of the approaches to testing the on-board implementation of the algorithms for the aircraft runway overrun prevention system without the use of special Matlab tools. This approach involves the development of a limited set of special practical tests (matrix of qualification tests) of the computer before it is installed on board of aircraft.

В. Е. КУЛИКОВ, А. А. КУЗИН, О. Н. КОРСУН
 («Московский институт электромеханики и автоматики», г. Москва)

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИЕМИСТОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА

В докладе рассматривается метод формирования математической модели динамических характеристик приемистости двигателя тяжелого самолета и определение оценок параметров методами идентификации по данным летных испытаний.

Введение. В процессе разработки систем автоматического управления, в частности, законов управления тягой, учитываются динамические эмпирически измеренные характеристики двигателей самолета. При математическом моделировании законов управления используются заложенные в аэродинамический банк зависимости тяги от положения рычагов управления двигателями. Так как система управления двигателями имеет свою внутреннюю логику, важно с максимальной точностью построить модель приемистости, учет которой напрямую влияет на характер отработки системой управления заданной скорости полета.

В данной работе рассмотрен метод формирования математической модели приемистости двигателей тяжелого транспортного самолета путем идентификации динамических характеристик изменения тяги по полетным данным реального объекта исследования [1].

Общий подход. Для описания динамических характеристик приемистости в работе предложены две математические модели, определяющие связь, во-первых, между отклонениями РУД и скоростью вращения роторов высокого давления (РВД) двигателей, во-вторых, между скоростью вращения роторов высокого давления двигателей и приращениями силы тяги.

Для идентификации использовались измеренные в полете значения проекций перегрузок и углов ориентации, измеряемые инерциальной навигационной системой, истинного угла атаки и истинной воздушной скорости, массы топлива, проекции скорости полета в земной нормальной системе координат, измеряемые спутниковой навигационной системой, отклонения РУД и скорости вращения роторов высокого давления. Частота регистрации всех сигналов составляла 16 Гц.

Особенность используемых полетных данных заключалась в том, что специальный летный эксперимент в целях получения данных для идентификации, предусматривающий специальные тестовые маневры, не проводился по соображениям экономии и оперативности.

В работе использовались общие методы динамики полета [2] и летных испытаний самолетов [3], общие методы идентификации аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов [4], методы проверки согласованности полетных данных [5].

Для описания динамических характеристик приемистости двигателя предложена модель, определяющая связь между отклонением РУД, градусы, и скоростью вращения ротора высокого давления, выраженной в процентах от максимального значения:

$$\begin{aligned} d\delta_a(t) / dt &= - (1/T) \delta_a(t) + (1/T) \delta_R(t), \\ \omega_{РВД}(t) &= K_0 + K \delta_a(t-t_I) + K_{АС} \{ - (1/T) \delta_a(t-t_I) + (1/T) \delta_R(t-t_I) \}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\delta_R(t)$ – отклонения РУД; $\delta_a(t)$ – отклонения РУД после апериодического звена; T – постоянная времени апериодического звена; $\omega_{РВД}(t)$ – скорость вращения РВД; $K_{АС}$ – коэффициент учета асимметрии; t_I – время чистого запаздывания; K – мультипликативный коэффициент масштабирования, по физическому смыслу представляющий собой коэффициент усиления при переходе от отклонений РУД к скорости вращения РВД; K_0 – аддитивный коэффициент масштабирования, по физическому смыслу представляющий собой коэффициент учета постоянного смещения.

В работе рассмотрена также модель, связывающая приращения скорости вращения роторов высокого давления с приращениями тяги двигателей. Идентификация абсолютного значения

силы тяги по полетным данным является сложной задачей, так как векторы тяги и силы аэродинамического сопротивления близки к коллинеарным, что существенно затрудняет получение отдельных оценок. Для исследуемого тяжелого самолета, обладающего большой инерционностью, по результатам анализа полетных данных были выбраны режимы полета, на которых РУД отклоняются со значительными амплитудами, а изменения высоты, числа М и угла атаки малы и практически не влияют на тягу. Тогда приращения тяги зависят только от изменений скорости вращения роторов высокого давления. Для учета возможного влияния угла атаки можно ввести слагаемые, зависящие от приращения угла атаки линейно и квадратично:

$$mg n_{xa}(t) = Kp_0 + K_p \Delta\omega_{РВД}(t) + qSc_{x1} \Delta\alpha(t) + qSc_{x2} \Delta\alpha^2(t), \quad (2)$$

где c_{x1} , c_{x2} - коэффициенты, определяющие приращение силы сопротивления;
 $\Delta\omega_{РВД}(t)$, $\Delta\alpha(t)$ - приращения числа оборотов роторов высокого давления и угла атаки относительно балансирующих значений;

K_p , Kp_0 - аддитивный и мультипликативный коэффициенты учета зависимости силы тяги от приращения числа оборотов роторов высокого давления.

Описание экспериментов. Для корректировки модели движения самолета была выполнена идентификация коэффициентов предложенных выше моделей. Из всей выборки участков данных летных испытаний для обработки было выбрано несколько наиболее информативных.

Сначала выполнялась проверка согласованности полетных данных, используемых для получения оценок, так как необходимым условием идентификации является точное соответствие результатов измерений уравнениям пространственного движения. Результаты проверки показывают, что системы бортовых измерений по каналам измерения углов, скоростей, перегрузок, угловых скоростей, а также трех составляющих скорости в земной системе координат, выполняемые спутниковой навигационной системой удовлетворяют необходимым условиям согласованности с достаточно высокой точностью.

При идентификации определялись оценки основных аэродинамических коэффициентов продольного движения для каждого идентифицируемого участка полета. Приращения продольной перегрузки на рассмотренных участках почти полностью определяются изменением тяги, зависящей от режима работы двигателей, а вклад силы сопротивления, обусловленной изменением угла атаки, незначителен.

На всех участках РУД и обороты роторов двигателей изменялись синхронно, поэтому в моделях использовались средние значения скорости вращения роторов высокого давления $\omega_{РВД\Sigma}(t_i)$ и отклонений РУД $\delta_{R\Sigma}(t_i)$, вычисляемые как среднее арифметическое по всем двигателям.

Оценка соответствия уточненной модели по полетным данным выполнялась графически для всех рассмотренных участков. Оценка модели для одного из идентифицируемых участков представлена на рисунке 1.

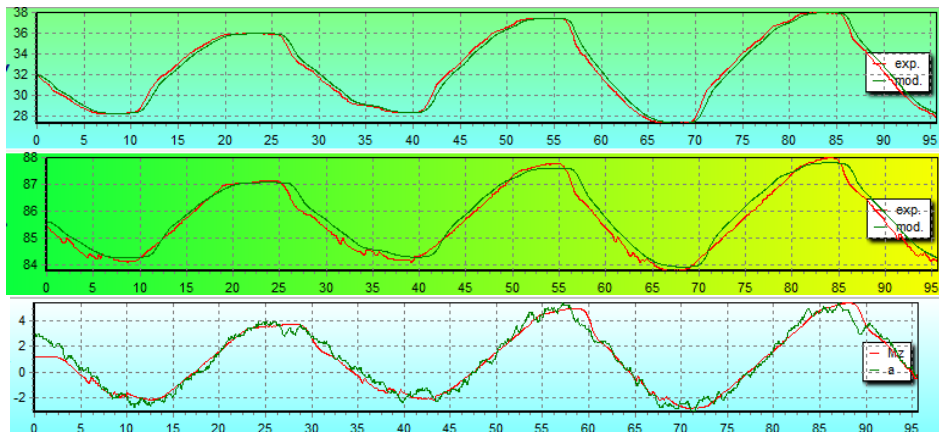


Рис. 1. Сравнение измеренных в полете и вычисленных в модели РУД, скорости вращения РВД, приращений силы тяги

Нижний график показывает хорошую степень соответствия между приращениями продольной перегрузки в полете, и моделью приращений тяги. Это означает, что на рассматриваемых режимах полета главным фактором является тяга двигателей, а другие составляющие, прежде всего изменение силы сопротивления, обусловленной изменением угла атаки, несущественны. Из этого следует, что предложенные в работе модели определяют не только изменение оборотов РВД при отклонении РУД, но и изменение эффективной тяги.

Заключение. В данной работе рассмотрен метод формирования математической модели приемистости двигателей тяжелого транспортного самолета путем идентификации динамических характеристик изменения тяги по полетным данным.

Предложены математические модели, связывающие отклонения РУД и скорость вращения роторов высокого давления, а также изменения скорости вращения роторов высокого давления и приращения силы тяги. При выполнении идентификации по полетным данным получены оценки основных коэффициентов предложенных моделей для рассматриваемых режимов полета.

Сравнение предложенных моделей с данными летного эксперимента показало высокую степень сходимости. При этом по результатам летного эксперимента показано, что предложенная модель описывает приращения силы тяги, обусловленное изменением режима работы двигателя. Это позволяет при необходимости выполнить количественную оценку эффективной тяги по полетным данным в любом необходимом диапазоне режимов полета.

Работа поддержана РФФИ, проект 20-08-00449.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Приходько С.Ю.** Алгоритм раздельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления, устойчивый к шумам бортовых измерений / Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 5. С. 8-14.
2. **Г.С.Бюгшенса.** Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов – М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
3. **Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М., Поплавский Б.К.** Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. 745 с
4. **Klein V., Morelli E.A.** Aircraft System Identification: Theory And Practice. Reston: AIAA, 2006. 499 p.
5. **Корсун О.Н., Мотлич П.А.** Алгоритмы комплексной обработки бортовых измерений, основанные на взаимосвязи между линейными и угловыми параметрами движения летательного аппарата // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и управление летательными аппаратами. 2017. Вып. 18. С. 2-12.

V.E. Kulikov, A.A. Kuzin, O.N. Korsun (Moscow Institute of Electromechanics and Automatics, Moscow). **Identification of dynamic response characteristics of a heavy aircraft engine**

This report considers a method of forming a mathematical model of dynamic characteristics of the throttle response of a heavy aircraft engine and determining the estimate parameters from flight data using methods of identification.

О. Н. КОРСУН, Э. Д. ГЛУХОВА, Н. В. СКРЯБИКОВ
(ФАУ «ГосНИИАС»)

ПРИМЕНЕНИЕ ЦЕЛЕОРИЕНТИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ КАДРОВ ПИЛОТАЖНОЙ И НАВИГАЦИОННОЙ ИНДИКАЦИИ

Рассматривается задача формирования перечня необходимой индикации на пилотажном и навигационном кадрах многофункциональных индикаторов пассажирского самолета. Представлены основные положения целеориентированного подхода и метода иерархического анализа задач, используемые для формирования полного перечня задач экипажа в части пилотирования и навигации, из которого следует перечень выводимых на индикацию параметров и соответствующих элементов индикации.

Введение. В настоящее время проектирование кадров авиационных многофункциональных индикаторов ведется методами аналогий: рассматриваются существующие кадры, дорабатываются экспертами в соответствии с требованиями и реализуются в составе бортового оборудования самолета. По результатам летных испытаний требования уточняются, проводится дополнительная доработка, реализация в составе бортового оборудования и новые испытания. Предлагаемый доклад посвящен применению системного подхода к формированию требований к перечню элементов индикации на пилотажном и навигационном кадрах на ранних этапах разработки, что позволяет сократить количество итераций разработки и обеспечить полноту индикации требуемой информации.

Описание метода. Целеориентированное проектирование (Goal-Directed Design (GDD)) – это проектирование человеко-машинного интерфейса и деятельности операторов в соответствии с их актуальными целями, необходимым уровнем автоматизации и доступными возможностями техники. Разрабатываемый человеко-машинный интерфейс должен поддерживать эту деятельность и, как следствие, достижение основной цели [1].

Одним из методов, обеспечивающих целеориентированное проектирование, является метод иерархического анализа задач (Hierarchical Task Analysis (HTA)) [2]. Этот метод нашел широкое применение в проектировании и оценке вариантов человеко-машинных интерфейсов, распределении функций между членами команд, разработке вспомогательных средств, прогнозировании ошибок операторов, оценке рабочей нагрузки и т. д. [3].

Иерархический анализ задач заключается в последовательной декомпозиции задачи оператора, соответствующей основной цели, на подзадачи [4]. Результат декомпозиции записывается в виде дерева задач. Это позволяет обеспечить полноту описания всех задач оператора с требуемой в зависимости от цели анализа степенью детализации. На следующем этапе анализа задачи из дерева заносятся в таблицу и анализируются по интересующим критериям.

Основной сложностью применения метода иерархического анализа задач является определение и декомпозиция задач экипажа таким образом, чтобы на основании полученного дерева можно было осуществить анализ, отвечающий на поставленный вопрос.

Поэтому крайне важной является правильное определение цели анализа. При разработке и обосновании кадров индикации нужно выявить именно те задачи экипажа, для решения которых разрабатываются эти кадры, и при этом обеспечить полноту их описания. Затем каждой задаче поставить в соответствие необходимые для ее решения параметры, после чего разработать или проанализировать элементы индикации, которые будут эти параметры индицировать. Определение вида элементов индикации в задаче анализа не входит, для этого следует применять другие методы.

Задачи пилотирования и навигации. Пилотажный и навигационный кадры предназначены соответственно для решения задач пилотирования и навигации. В зависимости от этапа полета, цели, достигаемые при решении этих задач, отличаются. Эти цели напрямую зависят от функций, которые должны быть реализованы на каждом из этапов полета [5]. Так, на этапе набора высоты самолет должен набрать заданную высоту и скорость в заданное время. Это и является основными целями экипажа на этапе набора высоты. Для их достижения экипаж должен вы-

полнить определенные задачи, такие, как выдерживание заданных параметров полета и навигация в соответствии со схемами выхода и планом полета.

Кроме задач выдерживания заданных параметров, экипаж должен получать информацию о степени достоверности значений этих параметров, настройке и исправности их источников: бортовых систем самолета [6].

Выдерживание заданных значений параметров возможно с использованием различных уровней автоматизации. Выбор требуемого или минимально необходимого уровня автоматизации и ее контроль также является задачей экипажа [7], относящейся к пилотированию.

Дерево задач экипажа в части пилотирования и навигации представлено на рисунке 1.

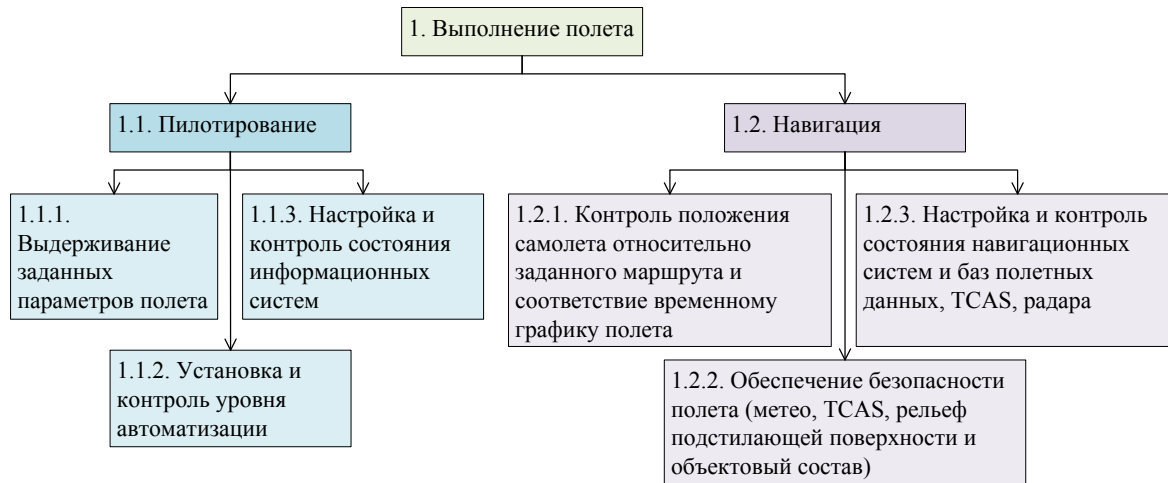


Рис. 1. Верхние уровни дерева задач экипажа в части пилотирования и навигации

Представленное на рисунке 1 дерево задач имеет три уровня: на первом уровне находится основная задача полета: его выполнение. На втором уровне происходит разделение на задачи пилотирования и навигации. На третьем описываются деятельности, которые экипаж выполняет для решения задач второго уровня.

Анализ задач и синтез перечня требуемой индикации. Каждую задачу третьего уровня следует рассмотреть в контексте каждого этапа полета и выписать более конкретные задачи, выполняемые экипажем для достижения соответствующих целей (реализации функций). Таким образом появляются задачи четвертого уровня, не представленные на рисунке 1. При этом задачи проверок и ситуационной осведомленности следует относить к тому этапу полета, для достижения целей которого они необходимы. Например, маршрут полета экипаж просматривает, начиная с предполетного брифинга в аэропорту, а выполняется он только на соответствующих этапах полета. Некоторые задачи третьего уровня являются общими для нескольких этапов полета, например, задача настройки и контроля состояния информационных систем, поскольку информационные системы используются на протяжении всего полета. Учет отображения элементов индикации в зависимости от этапа полета и других условий также возможно реализовать с помощью метода анализа задач, однако в данной работе этот вопрос не рассматривается.

Для выполнения задач экипажу требуется определенная индикация на пилотажном и навигационном кадрах. Анализ требуемой информации удобно производить с помощью таблицы (таблица 1).

В первом столбце указываются все функции (по этапам полета). Во втором столбце – задачи, выполняемые экипажем для реализации этих функций. В третьем столбце – параметры и другая информация, которые требуются экипажу для выполнения задач. В четвертом столбце – элементы индикации, с помощью которых эта информация индицируется.

Заполнение таблицы, а также вывод о достаточности индикации, производится группой экспертов, состоящей из летчиков, имеющих опыт полетов на самолетах соответствующего типа, инженеров, осведомленных о работе систем самолета и динамике полета, и специалистов по эргономике. Также учитываются принятые в авиации принципы представления этой информации, зафиксированные в действующих стандартах и других нормативных документах.

Анализ требуемой индикации пилотажного и навигационного кадров

Функции	Задачи экипажа	Параметры	Элементы индикации
Взлет: разбег, отрыв, переход в набор высоты	1.1.1.1. Выдерживание направления разбега по ВПП	Осевая линия (визуально)	Не требуются
	1.1.1.2. Контроль скорости и достижения скоростей V1, VR, V2	Скорость воздушная	Положение шкалы скорости относительно желтой риски
		V1 - скорость принятия решения Индикация достижения скорости V1	Указатель скорости V1 на шкале скорости; Числовое значение скорости V1 под шкалой скорости
		VR - скорость поднятия передней стойки шасси Индикация достижения скорости VR	Указатель скорости VR на шкале скорости; Числовое значение скорости VR под шкалой скорости
		V2 – скорость отрыва Индикация достижения скорости V2	Указатель скорости V2 на шкале скорости; Числовое значение скорости V2 под шкалой скорости
	1.1.1.3. Выдерживание курса взлета	Курс	Указатель курса на шкале курса
	1.1.1.4. Выдерживание углового положения в наборе высоты	Тангаж	Авиагоризонт
Крен			
1.1.1.5. Принятие решения об уборке шасси	Скорость	Положение шкалы скорости относительно желтой риски	
	Высота		Указатель высоты на шкале высоты; Числовое значение барометрической высоты под шкалой высоты
Обеспечение безопасности полета по схеме выхода	1.2.3.1. Контроль метеообстановки по маршруту выхода	Метеообстановка	Изображение от метеолокатора
	1.2.3.2. При выполнении полетов в холмистой и горной местности: контроль положения самолета относительно подстилающей поверхности и объектового состава	Рельеф местности	Отображение рельефа местности и положения самолета относительно него
	1.2.3.3. Контроль воздушного пространства	Воздушные объекты	Отображение воздушной обстановки по TCAS

Таким образом обеспечивается полнота и системность анализа требуемой индикации и одновременно с этим принятая в авиации практика полета. При этом каждый элемент индикации получает логическое обоснование своего существования и прослеживается дублирование информации, которое тоже следует обосновывать.

Заключение. Метод иерархического анализа задач удобно использовать для обеспечения полноты и системности при разработке и обосновании кабинной индикации. Использование системной методологии позволяет на ранних этапах разработки учесть все задачи пользователей на всех этапах полета и спроектировать интерфейс таким образом, чтобы на каждом этапе полета пользователь имел доступ ко всей необходимой индикации, а также сэкономить ресурсы на устранении последствий нерациональных архитектурных решений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **А. Купер, Р. Рейман, Д. Кронин, К. Носсел.** Интерфейс. Основы проектирования взаимодействия. – СПб.: Питер, 2017. – 720с.
2. **J. Annett, K. Duncan.** Task analysis and training design. // Occup. Psychol., 1967, 41. P. 211–221.
3. **Stanton N. A.** Hierarchical task analysis: development, application, and extensions // Applied Ergonomics, 2006, №1 (37). P. 55-79.
4. **E. Hollnagel.** Handbook of Cognitive Task Design. Lawrence Erlbaum Associates, Publishers, Mahwah, New Jersey, 2003.

5. **А. Н. Анохин. Н. А. Назаренко.** Проектирование инетрфейсов. //Человеко-машинные системы, Биотехносфера, 2010, №2(8). С. 21-27.
6. Федеральные авиационные правила "Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации"
7. АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА Часть 25 Нормы летной годности самолетов транспортной категории

O.N. Korsun, E.D. Glukhova, N.V. Skryabikov (GosNIIAS, Moscow). **Goal-Directed Design in the Development of Flight Control and Navigation Frames**

The paper deals with the problem of forming a list of necessary parameters in flight control and navigation frames of modern passenger aircraft multifunctional indicators. The basic principles of the goal-directed design and the method of hierarchical task analysis are used to form a full list of crew tasks in terms of piloting and navigation. This set of tasks determines a list of displayed parameters, and the corresponding elements in the multifunctional indicators.

О. Н. КОРСУН, А. В. СТУЛОВСКИЙ

(Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ МЕТОДА НЕЛИНЕЙНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ

В данном докладе предлагается метод восстановления параметров движения самолета. Он использует параметризацию входного сигнала, что позволяет найти решение посредством популяционного алгоритма.

Работоспособность рассматриваемого метода демонстрируется на примере задачи определения угловых скоростей в случае, когда значения углов ориентации летательного аппарата известны. Проводится сравнение двух параметризаций сигнала: интерполяционного кубического сплайна и Эрмитового сплайна.

Введение. Тенденции последнего времени связаны с миниатюризацией элементов бортового оборудования летательных аппаратов (ЛА) и ростом вычислительных мощностей микроконтроллеров, благодаря чему малоразмерные ЛА получают возможность действовать автономно [1]. При этом, с одной стороны, высокий уровень автоматизации повышает требования к точности оценок пространственного положения объекта управления, а, с другой стороны, малый размер ЛА существенно ограничивает возможности по установке на борту средств измерений. С этим связана популярность подходов, использующих комплексную обработку сигналов для уменьшения количества измеряемых параметров (а значит и соответствующих датчиков) [2].

В данной работе рассматривается способ нахождения входных сигналов системы по ее известным выходам, построенный на основе общего метода нелинейного программирования [3]. В теории управления алгоритмы такого типа называют обычно прямыми методами формирования программного управления [4]. В качестве примера используется восстановление сигналов угловых скоростей относительно осей связанной системы координат по имеющейся информации об углах ориентации ЛА.

Общий подход. Углы ориентации ЛА связываются с угловыми скоростями при помощи кинематических уравнений Эйлера

$$\begin{aligned}\dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma),\end{aligned}\quad (1)$$

где ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена и рыскания; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно связанной системы координат.

Система (1) известным образом может быть преобразована, чтобы получить выражение для угловых скоростей

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta, \\ \omega_y &= \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma, \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma,\end{aligned}\quad (2)$$

Очевидным недостатком применения формулы (2) является необходимость численного расчета производных, что приводит к возникновению существенных погрешностей, особенно в условиях шумов. Кроме того, не для каждой нелинейной системы можно получить подобную (2) аналитическое выражение входных сигналов от выходных.

Поэтому рассматривается метод лишенный указанных недостатков, относящийся к классу методов нелинейного программирования, в частности к прямым методам формирования

оптимального управления [3-5]. При этом используется параметризация искомого сигнала, в результате чего приходим к задаче численной оптимизации в конечномерном пространстве.

Предполагается, что искомый сигнал (в рассматриваемом случае угловые скорости) представляет собой функцию времени достаточно гладкую для того, чтобы быть описанной кубическим сплайном с требуемой точностью. Тогда определение параметров сплайна эквивалентно нахождению искомого сигнала, что позволяет применить методы решения задач параметрической оптимизации.

Отличие от задачи аппроксимации состоит в том, что о рассматриваемом сигнале неизвестно ничего за исключением класса функций, к которому он принадлежит. Для его восстановления используется информация об углах ориентации, доступная из соотношений (1).

В связи с тем, что для задания сплайна в общем случае требуется достаточно много параметров, для решения полученной задачи предлагается использовать один из популяционных алгоритмов – метод роя частиц [6].

Описание экспериментов. Исходные данные задачи были получены при выполнении маневров на пилотажном стенде, включающих продольное и боковое движение. На предварительном этапе определялась необходимая плотность узлов сплайна для рассматриваемого участка, а также параметры пространства поиска. После этого рассматривались два различных вида сплайнов при одинаковом числе узлов. Как можно видеть на рисунке 1, решение рассматриваемой задачи при помощи Эрмитового сплайна дефекта 2 обеспечивает более точное приближение, чем с помощью интерполяционного кубического сплайна [7].

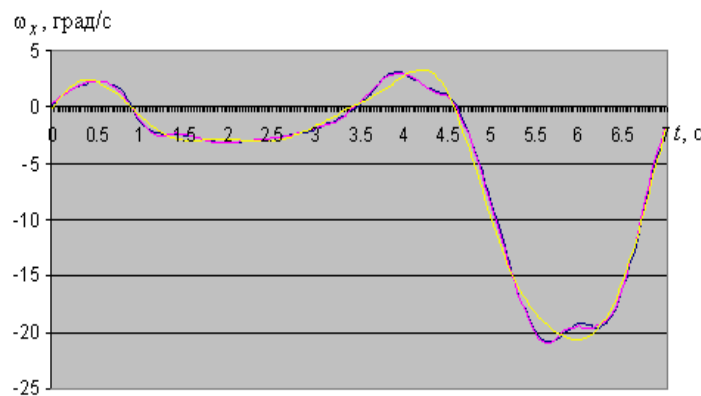


Рис. 1. Значения угловой скорости тангажа на рассматриваемом участке; истинное значение угловой скорости (синяя линия) и воспроизведенное с помощью Эрмитова кубического сплайна (фиолетовая) и интерполяционного кубического сплайна (желтая)

Это объясняется тем, что Эрмитов сплайн представляет более широкий класс функций, так как не требует непрерывности первой производной в узлах, а также характеризуется большей вариативностью за счет использования большего числа параметров.

Заключение. В данной работе предложен метод восстановления угловых скоростей при известном угловом положении ЛА, основанный на идеях прямого метода решения задач оптимального управления. Для решения задачи используется параметризация искомого сигнала и преобразование ее к задаче численной оптимизации.

В рамках предложенного метода проводится сравнение двух различных параметризаций: интерполяционного кубического сплайна и Эрмитового сплайна. На основе полученных результатов делается вывод о преимуществе Эрмитового сплайна, в том случае, когда дополнительным расходом времени и памяти можно пренебречь.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-08-00449а

ЛИТЕРАТУРА

1. **Биард Р.У., МакЛэйн Т.У.** Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 311 с.
2. **Корсун О.Н., Данeko 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. № 5. С. 274-280.
3. Методы классической и современной теории автоматического управления. / Под ред. **Пупкова К.А., Егупова Н.Д.** М.: Изд. МГТУ им. Баумана, 2004. 656 с.
4. **Рао А.В.** Survey of methods for optimal control. *Advances Astronautical Sciences*. 2010. Vol. 135. P. 497-528.
5. **Корсун О.Н., Стуловский А.В.** Прямой метод формирования оптимального программного управления летательным аппаратом. *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2019. № 2. С. 75-89.
6. Nature-inspired optimizers: Theories, literature reviews and applications. / Ed. by **Mirjalili S.** [et al.]. Switzerland, AG: Springer Nature, 2020. 239 p.
7. **Завьялов Ю.С., Квасов Б.П., Мирошниченко В.Л.** Методы сплайн-функций. М.: Наука, 1980. 352 с.

O.N. Korsun, A.V.Stulovskii (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Estimation of aircraft motion parameters based on nonlinear programming method**

This report proposes a method for estimation of aircraft motion parameters. It uses parameterization of the input signal, which enables to find a solution through a population-based algorithm.

The performance of the proposed method is evaluated on the problem of angular velocities estimation when the values of aircraft attitude angles are known. Two possible method of signal parametrization are compared: the interpolation cubic spline and the Hermitian spline.

Н.П. ТОРОПОВ, К.С. САМСОНОВ

(АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Московская область, г. Королёв,
ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)», Москва)

Д.С. ЧУЙКО, П.А. БЛИНОВ

(АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Московская область, г. Королёв)

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ИДЕНТИФИКАЦИИ КОНСТРУКЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В данной работе представлены результаты разработки специализированного программного комплекса для обработки результатов модальных испытаний и валидации конечно-элементных моделей летательных аппаратов. Представлено описание возможностей программного комплекса обработки динамических характеристик для сверхзвукового изделия ракетной техники. Применение программы автоматизации процесса идентификации конструктивных параметров конечно-элементных моделей позволило сократить временные и ресурсные затраты на расчёты и валидацию моделей высокотехнологичных объектов вооружения.

Введение. Современные высокотехнологические объекты вооружения имеют высокие требования к тактико-техническим характеристикам, показателям надёжности и безотказности. Для подтверждения соответствия заданным показателям проводится комплекс исследований, расчётов и испытаний [1]. Значительное место в комплексе исследований, связанных с обеспечением прочности летательных аппаратов (ЛА), занимает вопрос подтверждения безопасности от возникновения флаттера корпуса и несущих поверхностей [2]. Наиболее распространённым методом подтверждения безопасности и допуска к лётным испытаниям является проведение расчетного исследования аэроупругой динамической устойчивости [3], то есть определение критической скорости флаттера. Определение аэроупругой устойчивости требует изучения динамических характеристик ЛА: жесткости заделок, соединения отсеков и рулевых приводов, нелинейного поведения конструкции, определение частот и форм колебаний, конструкционно-демпфирования корпуса и несущих поверхностей, массы отсеков и их центровки [1].

С целью определения аэродинамической устойчивости и изучения динамических характеристик конструкций перспективных ЛА создаются их конечно-элементные (КЭ) [4, 5], математические и имитационные модели. КЭ метод – наиболее распространённый, он позволяет проводить анализ конструкций проектируемых ЛА. Для достоверных расчетов методом КЭ моделирования, необходимо проведение наземных частотных испытаний для экспериментального определения динамических параметров [6] с последующим уточнением расчётной модели. Задача уточнения динамических характеристик расчётной КЭ модели по результатам наземных частотных испытаний является трудоёмкой и требует большого объёма вычислительных и человеческих ресурсов [7]. Решение данной задачи требует от инженера высокой компетенции, инженерных и эвристических навыков в различных областях наук [8].

Уточнение динамических характеристик расчётной модели производится многоитерационной вариацией жесткостей креплений узлов и агрегатов до тех пор, пока различие между характеристиками КЭ модели и экспериментальными характеристиками не будет удовлетворительным. Расхождение характеристик расчётной модели и результатов эксперимента не должно превышать 3 %.

Для сокращения затрат временных ресурсов на уточнение КЭ модели был разработан специализированный программный комплекс (СПК), автоматизирующий процесс уточнения и идентификации конструктивных параметров КЭ моделей и обработки экспериментальных данных, полученных при лабораторных испытаниях изделий ракетной техники. Данный СПК был разработан совместно авторами данной работы и специалистами кафедры РК5 «Прикладная механика» Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет).

Описание программного комплекса. Программный комплекс для экспериментального модального анализа (ЭМА) разработан в пакете прикладных программ для решения задач технических вычислений MATLAB и позволяет:

1) Импортировать данные, регистрируемые акселерометрами, установленными на агрегатах: фюзеляже, органах управления, консолях крыла и стабилизаторах, во временной и в частотной областях из регистрирующих систем;

2) Создавать и загружать каркасные модели (КМ) – модель объекта в виде узлов, представляющих собой точки расположения датчиков, и ребер, соединяющих эти узлы. КМ позволяет визуализировать и анимировать формы колебаний исследуемой конструкции после их идентификации;

На рисунке 1 представлен пример КМ. Оси X, Y находятся в плоскости консоли крыла и показывают расположение узлов КМ на консоли крыла ЛА, а также ребра КМ, ось Z показывает перемещения узлов в направлении, перпендикулярном плоскости консоли крыла, на соответствующей форме колебаний.

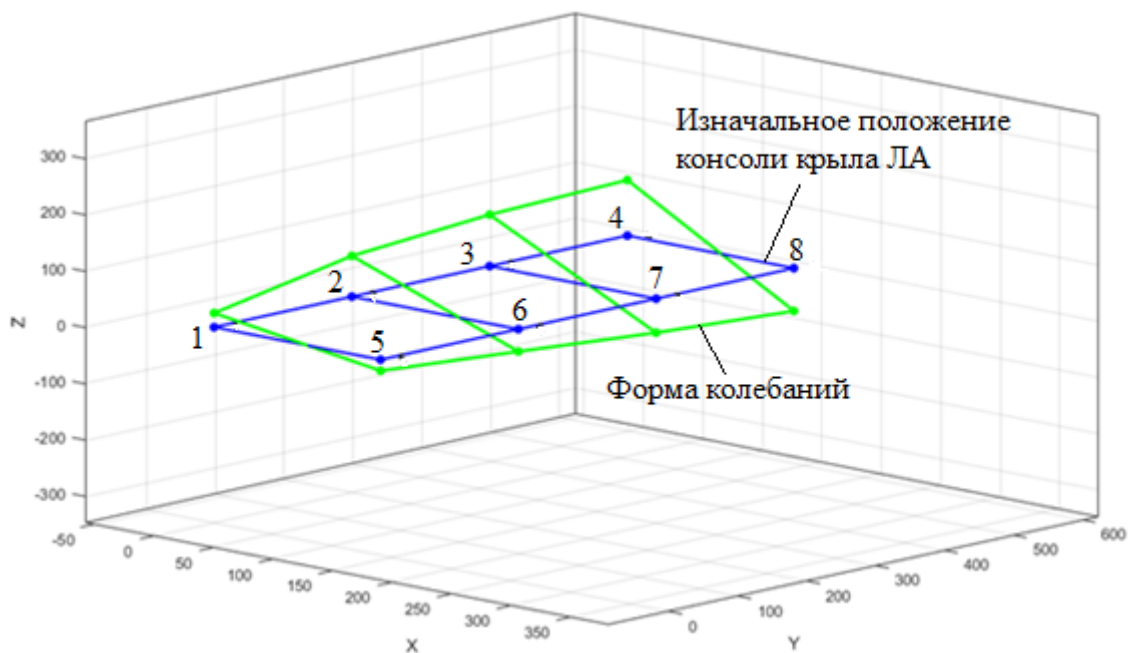


Рис. 1. Каркасная модель консоли крыла ЛА

3) Отображать графики исследуемых величин на каждом этапе в соответствующих интерактивных окнах;

4) Настраивать параметры регистрирующих датчиков: названия, направления регистрации, единицы измерения;

5) Преобразовывать исходные данные: строить частотные спектрограммы сигналов, строить передаточные функции, осуществлять арифметические операции с сигналами;

6) Настраивать автоматизированный подбор фильтра или настраивать фильтры исходных сигналов с указанием параметров. Для выбора параметров предлагаются фильтры Баттерворта, Чебышева первого рода, Чебышева второго рода и эллиптический с первого по десятый порядок;

7) Идентифицировать динамические характеристики ЛА: методами стохастической идентификации подпространств во временной области «Stochastic Subspace Identification» (SSI), методом разложения в частотной области «Frequency Domain Decomposition» (FDD), методами половинной мощности в частотной области «Peak-Picking», методом наименьших квадратов в частотной области «Least Square Complex Frequency» (LSCF). Для всех методов разработан пользовательский интерфейс, позволяющий производить настройку метода в зависимости от решаемой задачи и визуализировать результаты выполнения алгоритма;

8) Загружать КЭ модель из расчетной системы Nastran в формате «*.f06». Программный комплекс определяет узлы КЭ модели, совпадающие с узлами каркасной модели. Анализ

корреляции собственных векторов происходит с помощью матрицы критерия модальной уверенности «Modal Assurance Criterion» (MAC). Существует возможность графического представления MAC-матрицы. Параметры для оптимизации динамических характеристик ЛА заложены в интерфейс программного комплекса.

Разработанная программа была апробирована на серийных и экспериментальных изделиях ракетной техники и внедрена при проведении испытаний в лаборатории аэросервоупругости «расчётно-экспериментального» отдела АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Применение СПК автоматизации процесса идентификации конструкционных параметров конечно-элементных моделей позволило сократить временные и ресурсные затраты на расчёты и валидацию моделей высокотехнологичных объектов вооружения.

Заключение. Разработан программный комплекс, позволяющий с помощью интерактивного интерфейса автоматизировать процесс идентификации конструкционных параметров конечно-элементных моделей летательных аппаратов. В частности, СПК применяется для обработки результатов модальных испытаний, позволяет визуализировать и анимировать формы колебаний, автоматически уточнять КЭ модель по результатам испытаний. СПК внедрен и применяется в АО «Корпорация «Тактическое Ракетное Вооружение», что позволило сократить временные затраты на обработку экспериментальных данных и уточнение модели от двух до трех раз и проводить процесс валидации специалисту с минимальным опытом в области уточнения КЭ моделей.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Карклэ П.Г., Смыслов В.И.** Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. Москва: Техносфера, 2017. 156 с.
2. **Парафесь С.Г., Смыслов В.И.** Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости. Постановка и методы решения задачи. М.: Издательство «Техносфера», 2018. 182 с.
3. **Зенкевич О.** Метод конечных элементов в технике. Рипол Классик, 1975.
4. **Барнинова К.И., Долгополов А.В., Орлова О.А., Пронин М.А.** Анализ флаттерных характеристик на основе обобщенных параметров собственных тонов колебаний // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2021. № 1. С. 95-102. DOI: 10.15593/perm.mech/2021.1.10.
5. **Болдырев А.В., Комаров В.А.** Использование высокоточного моделирования на ранних стадиях проектирования конструкций летательных аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. 9 с.
6. **Бернс В.А., Долгополов А.В., Маринин Д.А.** Модальный анализ конструкции по результатам испытаний их составных частей // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. 2014. 9 с.
7. **Межин В.С., Обухов В.В.** Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. 6 с.
8. **Забелин А.В., Пыхалов А.А.** Валидация конечно-элементных моделей и алгоритм её реализации // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2017. №3. С.216-233.

N.P.Toropov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city), D.S.Chuyko ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city), K.S.Samsonov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city), P.A.Blinov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city). **Software package for automating the process of identification of structural parameters of finite element models of aircraft**

This labor presents the results of the development of a specialized software package for processing the results of modal tests and validation of finite element models of aircraft. A description of the capabilities of the dynamic characteristics processing software package for a supersonic rocket technology product is presented. The application of the automation program for the identification of structural parameters of finite element models has reduced the time and resource costs for calculations and validation of models of high-tech weapons.

О. Н. КОРСУН, А. В. СТУЛОВСКИЙ
(Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

В.Н. ТИХОНОВ
(МГТУ МАИ, Национальный исследовательский университет, Москва)

ОЦЕНКА МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВЫКЛЮЧЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В данном докладе рассматривается использование прямого метода поиска оптимального управления для получения оценки максимальной дальности планирования самолета в случае прекращения работы двигателя. Полученный результат сравнивается с традиционными рекомендациями по расчету дальности полета при отказе двигателя.

Введение. Дальность полета наряду с его продолжительностью являются одними из основных летно-технических характеристик летательного аппарата (ЛА). Важным частным случаем является задача определения расстояния, которое самолет способен преодолеть при выключенном двигателе только при воздействии аэродинамических сил и силы тяжести. Такие оценки требуются, например, в случае возникновения неполадок в двигателе для выбора места экстренной посадки.

Наиболее распространенным подходом к оценке дальности планирования при проведении летных испытаний является применение традиционных методов динамики полета, опирающихся на экспериментальные и расчетные данные об аэродинамических характеристиках самолета. Он обеспечивает необходимую точность, но требует соблюдения ряда условий, таких как близость значений угла тангажа и скорости к значениям, обеспечивающим оптимальное планирование.

В данной работе предлагается получить оценку дальности полета с привлечением методов оптимального управления [1, 2], что позволяет учесть отличие начальных условий от оптимальных и влияние неустановившихся режимов полета на траекторию. При этом целью оптимизации является получение максимальной дальности планирования.

Применяемый подход. Для получения оценки использовалась разработанная авторами модификация прямого метода формирования оптимального управления [3].

Данный метод строится на представлении искомых сигналов в виде сплайнов на рассматриваемом интервале времени. Сплайны полностью определяются значениями коэффициентов, которые можно найти, решив оптимизационную задачу. Ее решение находится при помощи алгоритма роя частиц [4].

Таким образом, исходная проблема сводится к поиску оптимальных управлений, которые обеспечили бы самолету наибольшую дальность планирования. Полученная решением данной задачи оценка и принималась за величину максимальной дальности.

Постановка задачи. Для описания движения летательного аппарата в вертикальной плоскости воспользуемся следующей математической моделью [5]

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \omega_z - \frac{qS}{mV} c_{ye} + \frac{g}{V} (\sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta), \\ \dot{V} &= -\frac{qS}{m} c_{xe} + g(-\cos \alpha \sin \vartheta + \sin \alpha \cos \vartheta), \\ \dot{H} &= V \sin(\vartheta - \alpha), \\ \dot{X} &= V \cos(\vartheta - \alpha),\end{aligned}\tag{1}$$

где α, ϑ – углы атаки и тангажа; V – истинная воздушная скорость; H – высота полета; X – пройденное расстояние; q – скоростной напор; ω_z – угловая скорость тангажа; S – эквивалентная площадь крыла; g – ускорение свободного падения; m – масса самолета;

c_{ye}, c_{xe} — коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления в полусвязанной системе координат.

Использование угла тангажа в качестве сигнала управления позволяет не включать уравнение для него в состав системы (1). Задача оценки максимальной дальности полета формулируется как задача минимизации целевого функционала F , состоящего только из терминального члена

$$F(\bar{x}, \bar{u}, t) = -X(T), \quad (2)$$

где $\bar{x} = [\alpha, V, H, X]$ — вектор фазовых переменных; $\bar{u} = [\vartheta]$ — вектор управления, состоящий в данном случае из единственного элемента; $t = [0, T]$ — рассматриваемый промежуток времени.

Дополнительно ставятся условия, что на решениях высота и скорость не опускаются ниже заданных значений, определяемых характеристиками ЛА. Такая постановка задачи обеспечивает соответствие полученного решения максимальной дальности планирования. Более того, наложение ограничений на значения параметров сплайна гарантирует, что при реализации маневра не будут превышены эксплуатационные ограничения. Принимаются допущения, что ветер отсутствует, а эффективность управляющих факторов позволяет выполнить заданный маневр.

Описание эксперимента. Практическая часть исследования заключалась в том, что выполнялся поиск минимума функционала (2) при помощи метода роя частиц. Для определения значений целевого функционала проводилось интегрирование системы (1) с заданными начальными условиями при определенном сплайном сигнале тангажа. Пример полученных реализаций приводится на рисунке 1.

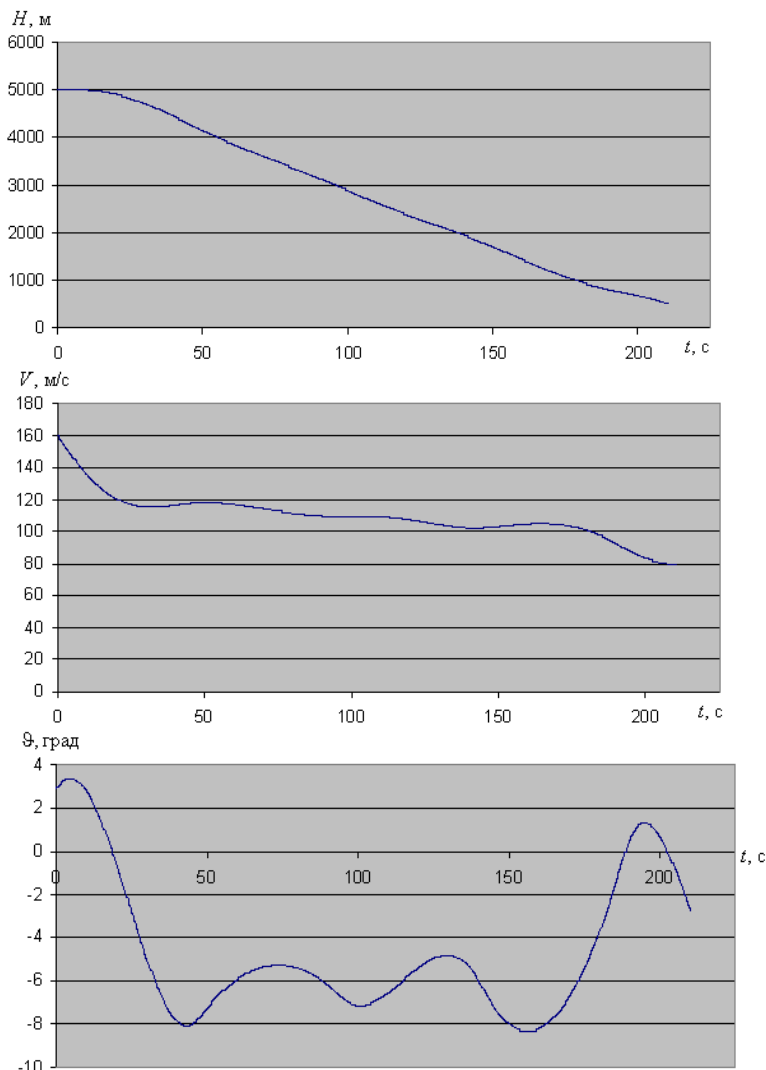


Рис. 1. Зависимость высоты, скорости и угла тангажа от времени при планировании с выключенным двигателем

Полученная оценка сравнивалась с результатами, вычисленными по традиционным инженерным методам. Например, дальность полета при отсутствии тяги можно оценить по формуле (3).

$$L_{\max} = \frac{1}{K_{\max}} \left(H + \frac{1}{2g} (V_0^2 - V_{\text{нв}}^2) \right), \quad (3)$$

где K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество; V_0 – истинная воздушная скорость в начальный момент времени; $V_{\text{нв}}$ – наимыгоднейшая скорость планирования.

Заключение. В данной работе предложен метод, позволяющий получить оценку дальности планирования самолета при отключенном двигателе. Для этого формулируется задача поиска оптимального управления, которая решается прямым методом. Представлено сравнение с результатами инженерных расчетов в области их применимости и дана оценка степени их сходимости.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-08-00449а

ЛИТЕРАТУРА

1. Методы классической и современной теории автоматического управления. / Под ред. **Пупкова К.А., Егупова Н.Д.** М.: Изд. МГТУ им. Баумана, 2004. 656 с.
2. **Rao A.V.** Survey of methods for optimal control. *Advances Astronautical Sciences*. 2010. Vol. 135. P. 497-528.
3. **Корсун О.Н., Стуловский А.В.** Прямой метод формирования оптимального программного управления летательным аппаратом. *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2019. № 2. С. 75-89.
4. Nature-inspired optimizers: Theories, literature reviews and applications. / Ed. by **Mirjalili S.** [et al.]. Switzerland, AG: Springer Nature, 2020. 239 p.
5. Динамика полета. / Под ред. **Бюшгенса Г.С.** М.: Машиностроение, 2011. 776 с.

O.N.Korsun, A.V.Stulovskii (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow), V.N. Tikhonov (MAI (National Research University), Moscow). **Estimation of aircraft's maximum gliding distance with turned-off engine**

This report considers the use of direct methods applied to optimal control problems in order to estimate aircraft's maximum gliding distance, which is especially important in case of an engine shutdown. Obtained results are compared with results of previous studies.

О.А. ХАХАЛЕВА, Л.П. РАКОВА, А.Г. ЛЕГРАН, Е.Б. ТИМОФЕЕВА
(Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

РЕАЛИЗАЦИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ФУНКЦИИ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ В ЧАСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ «БОРТ-ЗЕМЛЯ»

Согласно глобальному аэронавигационному плану Международной организации гражданской авиации реализованы перспективные возможности функции самолетовождения для магистральных самолетов, в число которых входят: применение сервиса для инициализации связи, взаимодействие с центром управления авиакомпаниями, наземными системами управления воздушным движением с помощью возможностей функций связи «диспетчер-пилот» по линии передачи данных, автоматического зависимого наблюдения – контрактного, организация протоколов взаимодействия и алгоритмов интеллектуальной поддержки и обработки информации на борту.

Введение. Развитие дорожных карт глобального аэронавигационного плана (ГАНП) Международной организации гражданской авиации влияет на совершенствование глобальной системы организации воздушного движения. Одним из перспективных направлений является эволюционный переход от прямого управления воздушным движением к организации глобального управления воздушным пространством на базе операций, основанных на информации о траекториях (ТВО – Trajectory-Based Operations).

Концепция 4D-ТВО – это организация, технология и системы планирования, согласования, обновления и контроля траекторий воздушных судов на основе общего доступа к точной, достоверной и синхронизированной по времени информации о текущем состоянии и прогнозной траектории воздушных судов.

Для обмена и синхронизации информации о траектории полета воздушного судна применяется одна из услуг концепции 4D-ТВО – сервис 4DTRAD (4D Trajectory Data Link) – с использованием цифровых линий передачи данных между бортовыми и наземными информационно-управляющими системами.

Данная статья посвящена обзору реализованных перспективных возможностей функции самолетовождения (ФСВ) для магистральных самолетов в рамках концепции 4D-ТВО.

Реализованные возможности. Основная задача усовершенствования возможностей функции самолетовождения в данном случае заключается в реализации сервиса 4DTRAD и вспомогательных функций бортовой авионики. Ниже представлен перечень этих возможностей.

Сервис для инициализации связи DLIC (Datalink Initiation Capability). Сервис AFN (ATS facilities notification – уведомление об используемых приложениях) применяется в сети ACARS, сервис CM (context management – управление контекстом) – в сети ATN.

Оба сервиса инициализируют соединение «борт-земля» и обмен информацией о версиях используемых приложений, таких как CPDLC (controller-pilot data link communications) и ADS-C (automatic dependent surveillance - contract). Имеется возможность повторной инициализации, запроса контакта со следующим по маршруту пунктом УВД и подтверждения/отмены соединения.

Взаимодействие с ЦУП (центр управления полетами) авиакомпании. Взаимодействие происходит в сетях ACARS (Airborne Communications Addressing and Reporting System – адресно-отчетная система авиационной связи). Реализованы и отработаны следующие сообщения в формате стандарта ARINC 702A:

- пример плана полета от ЦУП авиакомпании:

FPN/RP:DA:UUEE:AA:URMM:R:07L:D:BES07D.FV3E:F:US,N53446E038297:F:RNW,N52386E038510:F:TS,N52233E038558:F:PT,N51431E040113:F:LANIT:F:MOR,N48205E041480:F:TUBNA:F:BEMIT:F:TUSOK:A:ALEG4C(300)

- пример прогнозного ветра от ЦУП авиакомпании:

PWI/CB060266001.090244001.100000002.200044004.300086010/WD400,RNW,060009,,TS1,290006,,/WD390,LANIT,266026,,TUBNA,258005,,BEMIT,263022,,/DD160178003.070102006:,,,

- пример ответа о приеме данных о плане и ветре соответственно от бортовой системы:
RESFPN/AC и RESPWI/AC
- пример запроса бортом данных летно-технических характеристик борта (ЛТХ):
REQPER/PQ,,,,,,P1,P1,,13, /TSO80402,17072
- пример ответа от ЦУП авиакомпании с данными ЛТХ:
PER/PD1329,,400,

Связь «диспетчер-пилот» по линии передачи данных. Сообщения CPDLC реализуются в сетях ACARS и ATN (Aeronautical telecommunication network – сети авиационной электросвязи). Для организации взаимодействия необходимо реализовывать возможности приложения CPDLC как в бортовой так и в наземной системах.

В ФCB реализуется прием, обработка, загрузка, формирование и отправка CPDLC сообщений. При получении сообщения с земли выполняются первичные проверки всего сообщения и его элементов на соответствие формату, параметры сообщения проверяются на соответствие диапазону допустимых для ФCB значений, например, согласно базе данных ЛТХ, элементы плана полета проверяются на наличие в основной и/или пилотской навигационной базе данных. Если хотя бы один элемент сообщения не прошёл проверку, то пилоту предоставляется информация об этом на странице ЧМИ. В соответствии с результатами проверки на землю отправляется информация об ошибках и отклонении сообщения или его элемента. Часть сообщений от земли являются автоматически загружаемыми ФCB в план полёта для модификации или замены существующего плана. Загрузка сообщения доступна при наличии хотя бы одного корректного элемента сообщения, прошедшего этап предварительных проверок. От борта на землю идут как сообщения подтверждения, ответа так и сообщения запроса информации. Для выбора ответа на сообщение (подтверждение или отклонение) требуются действия пилота на стороне ЧМИ.

Реализован список сообщений CPDLC от земли для ФCB, связанных с изменением плана полёта (этап 4DTRAD программы SESAR и DRNP приложения), в формате данных ICAO RTCA DO-351A. В числе которых сообщения типа CROSS с ограничениями по скорости, высоте и требуемому времени прибытия в точку на маршруте, типа CLEARANCE с разрешениями движения по маршруту.

Автоматическое зависимое наблюдение – контрактное. Запросы и отчеты ADS-C реализуются в сетях ACARS и ATN. Функция ADS-C в рамках ФCB обеспечивает обработку сообщений запросов на контракт от наземной станции УВД и генерацию сообщений-отчетов, включающих информацию о движении воздушного судна в запрашиваемых группах данных. Эти группы данных включают в себя местоположение (3D позицию, время), направление движения воздушного судна и ветра, вертикальную скорость и расширенный прогнозируемый профиль полета по всем ППМ.

Данная функция реализована с возможностью обработки запросов по требованию, по событию, периодических и аварийных:

- контракт по требованию информации расширенного плана полета (EPP) от земли;
- контракт по требованию информации о времени прибытия (TOA);
- контракт по требованию информации диапазонов пролета точек по маршруту;
- периодический контракт с информацией о положении самолета и дополнительными группами информации, такими как профиль полета воздушного судна, горизонтальная и вертикальная скорость, высота, метеорологическая информация в виде ветров, RNP информация;
- контракт по событию пролета ППМ и другие.

Для обработки таких видов сообщений вмешательство пилота не требуется. Отчет с данными, если они доступны в ФCB, передается автоматически на землю.

Реализация протоколов взаимодействия. Использование сервиса 4DTRAD предполагает наличие возможностей по кодированию информации на основе реального протокола обмена ASN.1 (abstract syntax notation one) по правилам базового уплотненного невыровненного кодирования (Basic PER Unaligned), представляющего собой бит-ориентированное кодирование информации, для обмена «борт-земля». Для обмена ядра ФCB с ЦУП авиакомпанией и ЧМИ в

кабине самолета реализованы протоколы стандартов ARINC 702A и ARINC 661. Протокол стандарта ARINC 429 предназначен для обмена ФСВ с БРЭО (бортовым радиоэлектронным оборудованием) и автопилотом самолета. Моделирование обмена «борт-земля» организовывается через протоколы TCP/IP и UDP.

Алгоритмы интеллектуальной поддержки. Использование сервиса 4DTRAD предполагает наличие алгоритмов:

- построения вертикальной траектории и управления по ней, в том числе для соблюдения разрешений типа DIRECT TO, TAKE OFF;
- построения профиля полета с учетом заданных ограничений по высоте и скорости, исходя из концепции заданного угла FPA при наборе и на снижении;
- построения профиля скоростей по всему маршруту со значениями по умолчанию, полученных от системы ОВД или задаваемых вручную с пульта ЧМИ;
- расчета требуемой скорости для выполнения RTA в точках маршрута на этапе крейсерования;
- создание CPDLC-плана полета с учетом полученных разрешений и ограничений;
- определение в автоматическом режиме данных ETA min/max для всех ППМ активного плана полета и передача их запрашивающей наземной системе ОВД;
- обработка событий при работе с пультом ЧМИ.

Используемые инструменты. Для моделирования и апробации возможностей ФСВ в рамках концепции 4D-TBO – сервиса 4DTRAD – использовались разработанные совместно с дружественными лабораториями инструменты поддержки функциональности с земли. К ним относятся:

- генератор сообщений ARINC 702A-5 (для ЦУП авиакомпании);
- генератор сообщений наземной компоненты ОрВД;
- набор компонент «Комплексного исследовательского стенда полунатурного имитационного моделирования интегрированных систем управления воздушным движением» (КИС УВД) в качестве наземной компоненты УВД.

Применяемые стандарты. Реализация перспективных возможностей ФСВ основывалась на международных стандартах и правилах, часть из которых представлена ниже:

- Глобальный аэронавигационный план GANP (Doc 9750), ICAO, Sixth Edition – 2019
- ICAO RTCA DO-351A/ED-229A Стандарт по совместимости при передаче данных в ATN Baseline 2, 2016
- ГОСТ Р ИСО/МЭК 8825-2-2003 Правила кодирования АСН.1.Спецификация правил уплотненного кодирования (PER)
- ICAO RTCA DO-352A Стандарт по совместимости при передаче данных для связи FANS 1/A - Baseline 2, 2016
- ARINC 702A-5 – Расширенные возможности FMS, 2018
- ARINC 429 - Система передачи цифровой информации, 2005
- ARINC 661-4 – Система взаимодействия дисплея кабины с пользовательскими приложениями, 2010
- ARINC 653 - Стандартный интерфейс прикладного ПО авионики, 2019 и др.

Заключение. В ФСВ для магистральных самолетов была реализована обработка всех указанных выше возможностей. Внедрение данных возможностей приводит к уменьшению нагрузки на диспетчера и пилота посредством контроля и обмена информацией между наземными автоматическими системам ОВД и бортовым оборудованием по линиям передачи данных; повышению уровня безопасности и эффективности выполнения полетов в том числе за счет согласованной, доступной для всех членов ОрВД информации по активному плану полета воздушного судна. В дальнейшем планируется реализация более широкого спектра ответных реакций на все типы контрактов ADS-C с содержанием более полного списка информации, всех автоматически загружаемых в ФСВ и незагружаемых сообщений CPDLC, доработка реализованных и разрабатываемых протоколов взаимодействия. Реализация сервиса 4DTRAD в рамках концепции 4DTBO соответствует двум первым этапам ГАНП и дает возможность проведения дальнейших исследований концепции 4DTRAD при разработке демонстратора функции самолетовождения ФСВ, например, процедуры эшелонирования (IM – interval management), реали-

зации унифицированной процедуры преобразования данных для функциональной совместимости возможностей участников системы ОрВД, всех видов сервисов и услуг.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анализ требований к взаимодействию наземных и бортовых систем по линии передачи данных в рамках концепции 4D-ТВО (сервис 4DTRAD). Аналитическая справка, ГОСНИИАС.2100.100.0801-001/0800, Москва, 2016.
2. **Хахалева О.А., Галушкин В.В., Легран А.Г., Ракова Л.П., Тимофеева Е.Б., Швед Д.А.** Реализация взаимодействия «борт-земля» на основе концепции 4D-ТВО (сервис 4DTRAD). Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов. 6-я Международная научно-практическая конференция. ГОСНИИАС, 2021.
3. **Хахалева О.А., Легран А.Г., Ракова Л.П., Тимофеева Е.Б., Швед Д.А.** Реализация возможностей функции самолетождения для взаимодействия «борт-земля». Юбилейная всероссийская научно-техническая конференция «Авиационные системы в XXI веке». Сборник тезисов докладов. ГОСНИИАС, РПКБ, Москва, 2022.

O.A.Khakhaleva, L.P.Rakova, A.G.Legran, E.B.Timofeeva (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Implementation of flight management function perspective capabilities for mainline aircraft in terms of the "air-ground" interaction**

Prospective features of the flight management function for mainline aircraft have been implemented in accordance with the global air navigation plan of the International Civil Aviation Organization which include: Datalink Initiation Capability service using, Airline Operational Control center interaction, ground-based air traffic control systems using the capabilities of the controller-pilot data link communications, automatic dependent surveillance – contract, capabilities of the interaction protocols and algorithms for smart support and information processing on board.

М.С. БАЛЯКИН

(«Московский институт электромеханики и автоматики», г. Москва)

МЕТОД СНИЖЕНИЯ ОШИБОК СТАБИЛИЗАЦИИ СКОРОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ПРИ КОМПЕНСАЦИИ ЗОН НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ПРИВОДА АВТОМАТА ТЯГИ И ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

В данном докладе рассматривается метод снижения ошибок при стабилизации заданной скорости для астатического алгоритма автоматического управления скоростью через тягу при наличии зон нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления тягой с учетом результатов, полученных после проведения идентификации двигателя тяжелого самолета.

Введение. В процессе проведения летных экспериментов тяжелого самолета с использованием высокоточного астатического алгоритма автоматического управления скоростью через тягу двигателей отмечен колебательный характер перемещения рычагов управления двигателями после выхода на заданную скорость полета и её стабилизации, при этом заданные значения скорости или числа M выдерживаются с необходимой точностью.

По результатам анализа летных материалов установлено наличие неустраняемых зон нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления тягой, оказывающих существенное влияние на процесс высокоточного выдерживания заданной приборной скорости или заданного числа M . При этом зоны нечувствительности для разных бортов линейки самолетов существенно отличаются друг от друга.

С учетом результатов идентификации двигателя тяжелого самолета и дальнейшего уточнения математической модели объекта исследования, были получены приближенные данные математического моделирования к летным материалам.

Целью работы является снижение амплитуды и периода колебаний рычагов управления двигателями с сохранением приемлемой точности выдерживания заданной приборной скорости или числа M , с учетом уточненной математической модели.

Общий подход. Астатический автомат тяги был построен с учетом динамических характеристик исполнительного механизма автомата тяги и приемистости двигателей тяжелого самолета [1]. Синтезированный автомат тяги позволяет точно выдерживать заданную приборную скорость или заданное число M . На рисунке 1 представлена обобщенная структурная схема идеального автомата тяги.

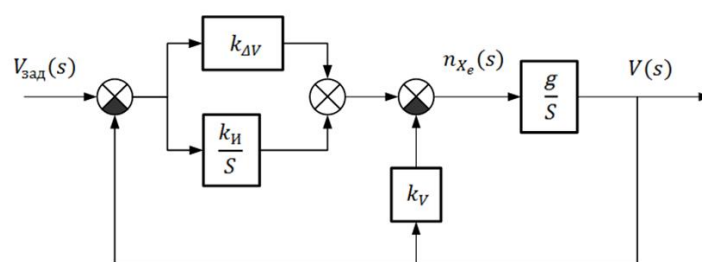


Рис. 1. Структурная схема идеального автомата тяги

Главная проблема использования при интеграции разработанного алгоритма заключается в неучтенных нелинейностях [2], возникающих при сборке самолета, от установки исполнительного механизма автомата тяги, соединении его выходных звеньев с рычагами управления двигателями и до натяжения тросовой проводки. Каждый из этих параметров различен для каждого серийного самолета, и в разной степени влияет на работу алгоритма.

В связи с тем, что невозможно изменять алгоритм для каждого отдельного самолета в рамках серии, появляется необходимость в использовании общего метода снижения ошибок стабилизации скорости для компенсации такого рода нелинейностей.

Один из способов уменьшения амплитуды и периода колебаний рычагов управления двигателями, является ослабление входного сигнала рассогласования по скорости в алгоритм астати-

ческого автомата тяги. При этом для сохранения достаточной точности выдерживания заданного значения стабилизируемого параметра имеет смысл вводить плавное ослабление входного параметра и в небольшом диапазоне относительно нулевого рассогласования.

Кроме того, важно учитывать необходимость повышения точности стабилизации от изменения высоты полета, так на рисунке 2 представлен график ΔV_M изменения точности стабилизации заданного числа M предъявляемой к автомату тяги с изменением высоты от 0 до 13000 метров, при переводе числа M в размерность приборной скорости. В данном случае предъявляемая точность соответствует 0,005 числа M .

Таким образом, если определить границу срабатывания ослабления входного сигнала $range$ как зависимость от точности стабилизации числа M в размерности приборной скорости, в этой зависимости будет учитываться высота полета:

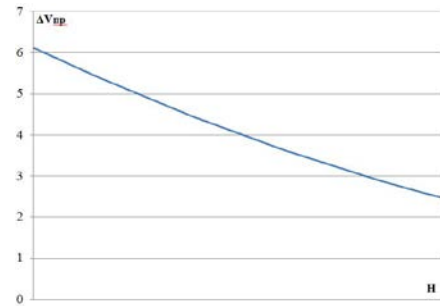


Рис. 2. Зависимость точности стабилизации числа M от высоты в размерности приборной скорости.

$$range = 0,005 * K_M * K_{set_range}, \quad (1)$$

где $range$ – граница начала ослабления сигнала рассогласования скорости на входе в алгоритм автомата тяги; K_M – коэффициент пересчета числа M в приборную скорость; K_{set_range} – настроечный коэффициент границы ослабления.

В случае, когда рассогласование превышает значение $range$ коэффициент K_{range} должен быть равен 1, чтобы исключить его влияние на контур управления тягой. Во всех остальных случаях получается следующее изменение:

$$\Delta V = \Delta V * K_{range}, \quad K_{range} = |\Delta V| / range, \quad (2)$$

где ΔV – рассогласования скорости на входе в алгоритм автомата тяги, $|\Delta V|$ – абсолютное значение входного сигнала.

При указанном в формуле (2) коэффициенте K_{range} новое значение входного сигнала изменяется по параболическому характеру убывания сигнала, с сохранением изначального знака, что дает плавное ослабление величины рассогласования по скорости на входе в алгоритм автомата тяги.

Введение в контур управления скоростью через тягу двигателей ослабляющего коэффициента K_{range} приводит к появлению статической ошибки по скорости, для уменьшения которой достаточно уменьшить настроечный коэффициент границы ослабления K_{set_range} . В частности, это может понадобиться для режимов, на которых необходимо наиболее точное выдерживание заданной скорости полета, например при выполнении посадки.

Для уменьшения времени реакции на внешнее возмущение, такое как ветер, целесообразно добавить в контур управления производную по скорости, до подключения ослабляющего коэффициента. Дополнительная составляющая в сигнале рассогласования скорости позволяет обеспечивать более плавный выход на заданную скорость и более точное выдерживание заданного значения.

Описание экспериментов. Для получения приближенных данных математического моделирования к летным материалам в модель объекта была введена задержка отработки управляющего сигнала в виде гистерезиса для имитации зон нечувствительности проводки управления. Кроме того, по результатам идентификации двигателя была уточнена математическая модель объекта, что позволило получить колебания рычагов управления двигателями близкие к данным летных экспериментов.

На рисунке 3 представлен колебательный процесс стабилизации приборной скорости на уточненной математической модели с зонами нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления тягой и с учетом результатов, полученных после проведения идентификации двигателя тяжелого самолета.

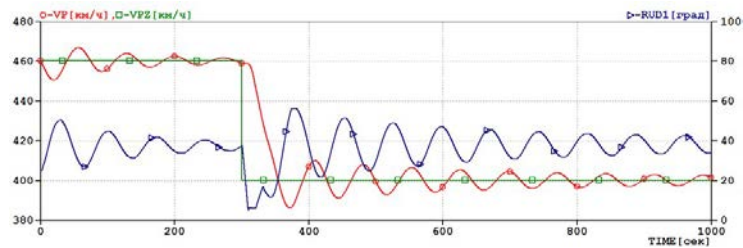


Рис. 3. Выполнение торможения в горизонтальном полете на уточненной математической модели объекта, где VP – приборная скорость; VPZ – заданная скорость на пульте управления; RUD1 – угол положения рычагов управления двигателями.

После добавления в контур управления производной по скорости и коэффициента ослабления, получен результат, представленный на рисунке 4.

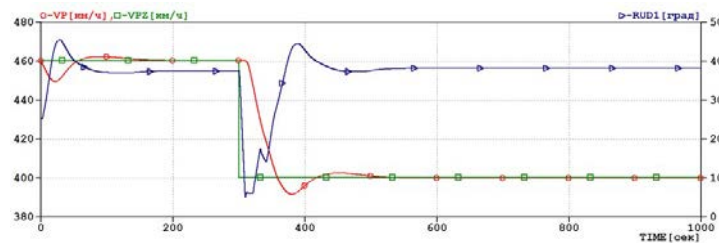


Рис. 4. Выполнение торможения в горизонтальном полете после модификации алгоритма автомата тяги, где VP – приборная скорость; VPZ – заданная скорость на пульте управления; RUD1 – угол положения рычагов управления двигателями.

Заключение. В данной работе рассмотрен метод снижения ошибок стабилизации скорости при компенсации зон нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления тягой тяжелого самолета с учетом результатов идентификации двигателя.

Предложенный способ компенсации зон нечувствительности привода автомата тяги и проводки управления тягой позволяет добиться снижения амплитуды и периода колебаний рычагов управления двигателями с сохранением приемлемой точности выдерживания заданной приборной скорости или числа М. В дальнейшем необходимо провести исследование описанного способа компенсации зон нечувствительности для всего эксплуатационного диапазона, а также на критических режимах работы системы автоматического управления полетом и тягой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Куликов В.Е., Балякин М.С., Куликов В.В., Юрченко А.С., Юрченко Д.Б., Аналитический синтез автомата тяги тяжелого самолета // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и управление летательными аппаратами. 2017. Вып. 19. С. 60–78.
2. Борисенко Ю.Г., Кузнецов А. Г. Основные принципы автоматизации управления тягой современных самолетов // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и управление летательными аппаратами. 2010. Вып. 2. С. 10–16.

M.S. Balyakin (Moscow Institute of Electromechanics and Automatics, Moscow). **Method for reducing errors in aircraft speed stabilization when compensated dead zones of the autothrottle drive and engine control wiring**

This report discusses a method for reducing errors when stabilizing a given speed for an astatic algorithm for automatic speed control through thrust in the presence of dead zones of the autothrottle drive and thrust control wiring, taking into account the results obtained after the identification of a heavy aircraft engine.

А.С. ЮРЧЕНКО

(Московский институт электромеханики и автоматики, Москва)

АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫХОД САМОЛЕТА НА СМЕЖНЫЙ ЭШЕЛОН ПО ТРЕБОВАНИЯМ ФЕДЕРАЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ ПРАВИЛ К ВЫДЕРЖИВАНИЮ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

В рамках данного доклада предлагается рассмотреть разработанный методом обратных задач динамики алгоритм выхода на смежную высоту эшелона (300м) с динамическим способом формирования сигнала заданной высоты полета с учетом требований ФАП, предусматривающих переход на новый эшелон с выдерживанием рекомендованного ограничения вертикальной скорости 7 м/с за 300 м до заданного эшелона.

Введение. В настоящее время при производстве полетов в соответствии с Федеральными Авиационными Правилами (ФАП) [1] существует задача выдерживания заданной скорости 7м/с за 300 метров до заданной высоты эшелона при наборе высоты или снижении с целью избежать срабатывания сигнализации бортовой системы предупреждения столкновений (БСПС/TCAS). Такой маневр требует от экипажа выключения с пульта управления режима «Выход на заданный эшелон» и включения режима «Вертикальная скорость» с ручной выставкой требуемого заданного значения вертикальной скорости.

Решением данной задачи является разработка алгоритма управления, позволяющего исключить дополнительные действия экипажа и обеспечить полную автоматизацию режимов автоматического управления, при полете с выполнением вышеуказанных требований ФАП.

В рамках данной работы предлагается рассмотреть подход к решению данной задачи, представляющий собой рассмотрение частного случая перехода между смежными эшелонами (переход со стабилизируемой высоты при начальной вертикальной скорости $V_y = 0$ м/с на заданную высоту, определяемую как $H_{зад} = H_0 + 300$ м) при динамическом способе формирования сигнала заданной высоты.

Общий подход. С целью решения сформулированной задачи предлагается использовать синтезированный астатический контур управления высотой полета в вертикальной плоскости [2]. Указанный контур синтезирован методом обратных задач динамики [3], и обеспечивает заданные желаемые динамические характеристики при известных параметрах контура отработки нормальной перегрузки (упрощенная модель объекта). Передаточная функция контура имеет следующий вид:

$$W_H^{H_{зад}}(p) = \frac{(k_{\Delta H} p + k_{\text{и}}) g}{T_{n_y}^2 p^5 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p^4 + p^3 + g k_{V_y} p^2 + g k_{\Delta H} p + g k_{\text{и}}}, \quad (1)$$

где $k_{V_y}, k_{\Delta H}, k_{\text{и}}$ – передаточные коэффициенты обратной связи по вертикальной скорости, отклонению и интегралу отклонения по высоте астатического контура стабилизации высоты; T_{n_y}, ξ_{n_y} – постоянная времени и относительный коэффициент затухания контура отработки перегрузки.

Закон управления для системы (1) имеет вид:

$$\Delta n_y^{\text{зад}}(p) = k_{\Delta H} \Delta H(p) + \frac{k_{\text{и}}}{p} \Delta H(p) - k_{V_y} V_y(p). \quad (2)$$

Задача формулируется как переход из установившегося режима с некоторого эшелона на смежный эшелон, отличный от текущего на $\Delta H = 300$ м с обязательным выдерживанием требуемой вертикальной скорости 7 м/с.

Особенностью предлагаемого метода является то, что сигнал управления заданной высотой с учетом требований выдерживания необходимой вертикальной скорости формируется в виде приращения заданной высоты в функции времени. Весь вертикальный отрезок движения самолета предполагается разбить на два участка движения: 1) участок выхода на вертикальную скорость 7 м/с; 2) участок конечного маневра искривления траектории для подхода к новому

эшелону с уменьшением вертикальной скорости до нулевой для обеспечения минимальной величины перерегулирования по высоте и с учетом требований к величине избыточной нормальной перегрузки не более 0,1 - 0,15.

На участке «1» сигнал управления предлагается формировать по формуле пути для равномерного движения $H_{зад} = V_y \cdot t$, где V_y – требуемая для выдерживания вертикальная скорость 7 м/с.

На участке «2» задачу плавного уменьшения вертикальной скорости (выполаживания) предлагается решить «геометрическим» способом. На данном участке, начинающимся в некоторый момент времени действует отрицательное приращение перегрузки, приводящее самолет из набора высоты с постоянной вертикальной скоростью к нулевой вертикальной скорости в конечный момент времени. Таким образом, может быть найден интервал времени маневра выполаживания. Изменение пути, пройденного в вертикальном направлении за указанное время, определяется по формуле равноускоренного движения. Полагая значение отрицательного приращения известным из условия ее допустимого ограничения 0,1 - 0,15 ед., можно вычислить теоретическое «идеальное» время маневра выполаживания, таким образом возможно вычислить момент времени включения контура «2». Однако, учитывая, что переходный процесс выхода самолета на перегрузку через контур управления высотой замедлен при введении в заданную высоту геометрической составляющей, пропорциональной квадрату времени из формулы для равноускоренного движения, потребуются более раннее ($\Delta\tau \approx 3\text{с}$) включение контура выполаживания. Поэтому, относительно теоретически рассчитанной высоты, по условию достижения которой должно будет произойти включение контура выполаживания, начало включения этого участка будет смещено на некоторую величину ΔH .

Весь процесс перехода с начального эшелона на смежный эшелон показан на рисунке 1.

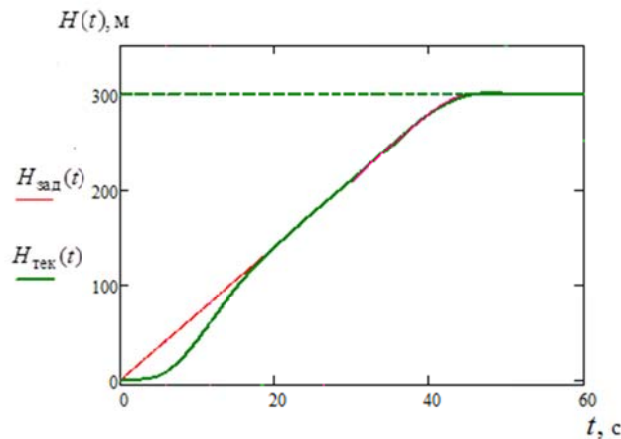


Рис. 1. Процесс выхода самолета на смежный эшелон по требованиям ФАП.

Анализ графика по теоретически рассчитанным результатам показывает удовлетворительное качество переходного процесса выхода на заданную высоту и вертикальную скорость без перерегулирования.

Конечный вариант искомого управления на участке перехода между смежными эшелонами имеет вид:

$$H_{зад}^{RVSM} = \begin{cases} V_{RVSM} \cdot t, t \in (t_0, t_1), t_1 = \frac{\Delta H_{эш}}{V_y^{RVSM}} - \tau_2 - \Delta\tau, \tau_2 = \frac{V_y^{RVSM}}{g\Delta n_y^{зад}}, \\ V_{RVSM} \cdot t - \frac{g\Delta n_y^{зад} \tau^2}{2}, t \in (t_0, t_k), \tau \in (t_1, t_k), t_k = \frac{\Delta H_{эш}}{V_y^{RVSM}} + \Delta\tau, \end{cases} \quad (3)$$

где Δt – временная поправка на раннее включение маневра выполаживания для учета времени переходного процесса выхода самолета на перегрузку.

Заключение. В предложенной работе был рассмотрен способ автоматической смены эшелона на ближайший к нему эшелон, отстоящий на 300 м с учетом требований ФАП к выдерживанию вертикальной скорости 7 м/с за 300 метров до заданной высоты эшелона. Решением данной задачи является полученный закон формирования заданной высоты полета (3). Переходные процессы, полученные в результате применения разработанного закона управления носят аperiodический характер и удовлетворяют требованиям ФАП.

Разработанный способ управления является лишь частным случаем решения задачи перехода между эшелонами, поэтому автором доклада предполагается разработка алгоритма выхода на любой заданный эшелон полета с выполнением требований ФАП.

Дальнейшее построение алгоритма решения задачи выхода на любой заданный эшелон полета (с учетом выполнения требований ФАП к вертикальной скорости на участке подхода) можно далее представить как задачу перехода с алгоритма управления «Выход на заданный эшелон» (например, алгоритм, представленный в работе [4]) на астатический алгоритм стабилизации высоты (1) при достижении текущей высоты $H = H_{\text{эш}} - 300$ м в наборе ($H = H_{\text{эш}} + 300$ м в снижении) из ненулевых начальных условий по закону управления (3). Однако, при дальнейшей разработке закона управления следует учитывать наличие переходного процесса по выходу на заданную вертикальную скорость, что предполагает включение полученного закона управления более, чем за 300 метров до заданного эшелона.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральные авиационные правила «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации». Приказ Минтранса России от 31.07.2009 № 128 (ред. от 14.06.2019).
2. Куликов В. Е., Юрченко А.С. Синтез быстродействующей астатической системы автоматического управления высотой полета летательного аппарата // Труды ФГУП «НПЦ АП». Системы и приборы управления. – М: ФГУП «НПЦ АП им. Н. А. Пилюгина», №.3(41), 2017, с.74-86.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем: Линейные модели, 1987, 304 с.
4. Куликов В. Е., Юрченко А.С. Сопряженное управление режимами стабилизации скорости и высоты полета при выходе самолета на заданный эшелон // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. Вып. 14, 2016, с. 54-70.

A. Iurchenko (Moscow Institute of Electromechanics and AutomaticsPJSC, Moscow). **Automatic reaching of adjacent flight level in accordance with the requirements of Federal Aviation Regulations for maintaining the vertical flight speed**

This report proposes a method of automatic reaching of an adjacent flight level (1000 ft) with a dynamic method of forming set altitude signal. The method has been developed to meet the requirements of Federal Aviation Regulations, providing maintaining recommended vertical speed value of 7 m/s 1000 ft before the required flight level.

Е.А. КОЗЛОВ

(Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа)

ОБЗОР РЕАЛИЗАЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ РОЕМ АВТОНОМНЫХ МИКРОДРОНОВ

В статье рассмотрены перспективы внедрения беспилотных летательных аппаратов в различных областях гражданского сектора. Были проанализированы преимущества применения роя дронов над использованием единичного устройства. Рассмотрен метод управления роем на основе системы захвата движений.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) находят все большее применение в академических исследованиях, а также в промышленности из-за увеличения компьютерных и сенсорных возможностей. Кроме того, развитие систем автономной обработки данных и технологий искусственного интеллекта расширило использование систем беспилотных летательных аппаратов.

За последнее время популярными стали микро-летательные аппараты (MAV). Они в дополнении к портативности обладают большей маневренностью и наносят меньший ущерб окружающей среде благодаря небольшому весу. Однако небольшие размеры влекут за собой такие проблемы, как меньшее время полета, ограниченность в использовании бортовых датчиков и вычислительной мощности. В совокупности снижается количество задач, которые микро-БПЛА может выполнить индивидуально. Для преодоления данных ограничений используют рой БПЛА (swarm), в котором каждый аппарат наблюдает за своей окружающей средой, координирует свои действия с соседними аппаратами для выполнения совместных операций, что в совокупности позволяет достичь поставленной задачи [1]. Это многопрофильная сложная система, которая требует тесной интеграции множества подсистем, таких как глобальная и относительная локализация, планирование безопасной траектории и координация задач на уровне роя.

Области применения. Сферы применения гражданских дронов обширны, но одним из основных направлений является мониторинг. С помощью навесной аппаратуры, такой как RGB и тепловизионные камеры БПЛА производит контроль лесных массивов (наличие локальных возгораний, определение границ зон пожаров), сельскохозяйственных угодий, состояния железнодорожных путей, нефте- и газопроводов, линий электропередач, картографирование земной поверхности. Рой дронов при выполнении задач мониторинга обладает преимуществами перед одиночными аппаратами, поскольку могут охватывать большие площади за меньший промежуток времени.

Воздушная транспортировка полезной нагрузки привлекает все большее внимание, особенно в секторах логистики для доставки посылок. Также БПЛА используются в качестве доставщиков инструмента на строительных объектах, для выполнения или обеспечения ремонтных работ на труднодоступных объектах, доставки медикаментов для пострадавших в зоны аварий и катастроф. Для более тяжелых полезных грузов требуется более крупный и тяжелый аппарат, который трудно использовать из-за ограничений безопасности и регулирования. С другой стороны, большая полезная нагрузка может быть транспортирована с помощью группы небольших беспилотных летательных аппаратов, что было продемонстрировано в нескольких исследовательских работах [2].

Дроны могут также содействовать реализации таких функций, как охрана объектов собственности, проведение геодезических работ при прокладке дорог, панорамных съемок, метеорологических наблюдений, выполнение экологического мониторинга, выявление последствий стихийных бедствий, поиск и спасение людей при чрезвычайных ситуациях, ретрансляция сигналов (оснащение БПЛА модулями сотовой связи для расширения их радиуса действия).

БПЛА активно используют в световых шоу, когда рой дронов, оборудованных светильниками, перестраивается в воздухе, образуя различные фигуры на фоне ночного неба. Данное применение может носить как развлекательный, так и рекламный и информационный

характер. Воздушное шоу считается одним из самых успешных развлекательных применений для роя БПЛА.

Архитектура систем управления роем дронов. Проблемой использования систем управления роем является необходимость в высоких вычислительных способностях на борту БПЛА для взаимодействия коптеров и обработки информации об окружающей среде в режиме реального времени. В ходе полета дроны не должны сталкиваться и мешать друг другу создаваемыми воздушными потоками, а в случае выхода из строя отдельных устройств они должны быть способны перераспределять «обязанности».

Одним из способов реализации управления роем БПЛА является использование системы захвата движений (motion capture) [3]. Данная система отслеживает аппараты посредством сферических маркеров. Наземная станция отправляет отдельному дрону полное описание траекторий, представленных в математическом виде. За внешнюю обратную связь отвечают три радиостанции, работающие на отдельных каналах. В каждом цикле БПЛА данные с оценщика состояния, траектории и контроллера положения объединяются в оценку состояния, которая поступает на вход следующего цикла. Система устойчива к потерям в радиоканале, так как вся информация о траектории полета хранится на борту. Устройство будет полагаться на свой инерциальный измерительный блок (IMU) в случае потери радиопакета.

Стандартное программное обеспечение для системы захвата движений требует уникального расположения маркеров на борту каждого дрона, что невозможно выполнить при малых габаритах и большом количестве аппаратов. В этом случае необходимо средство отслеживания, которое могло бы обрабатывать идентичное расположение маркеров. Реализуется данное средство на основе алгоритма Iterative Closest Point (ICP) [4]. Метод задается начальными известными положениями аппаратов и впоследствии обновляет позиции с покадровым отслеживанием.

В случае одинакового расположения маркеров средству отслеживания требуется дополнительный источник информации для установления соответствия между радиоадресом коптера и пространственным положением. Этим источником является файл конфигурации, содержащий фиксированное начальное положение для каждого БПЛА. Но чтобы не пришлось устанавливать в точно определенное положение дроны перед каждым полетом, выполняется поиск ближайших «соседей» и применяется алгоритм ICP на основе различных предположений о местоположении. Наилучшее предположение принимается в том случае, если ошибка смещения достаточно мала (средний квадрат евклидова расстояния между совмещенными точками – менее 1 мм). Альтернативой использования конфигурационного файла является применение инфракрасных светодиодов, либо запрограммированных перемещений для самоидентификации дрона при помощи системы захвата движений.

На каждом кадре система захвата движений получает необработанное облако точек. ICP определяет положение маркеров для последнего известного положения объекта на фоне всего облака точек пространства. Этот процесс независим для каждого устройства, поэтому он может выполняться параллельно. Система может выдавать ложные или отсутствующие точки и привести к ошибкам отслеживания. Чтобы уменьшить данные ошибки вычисляются линейные и угловые скорости на основе ICP и физически неправдоподобные значения отбрасываются как неправильные.

Для уменьшения необходимой полосы пропускания радиосвязи усилия по планированию полета частично переносятся на борт дрона. Динамика коптера дифференциально плоская на выходных данных $u = (p, \psi)$, где ψ - угол рыскания в мировых координатах [5]. Это означает, что элементы управления, необходимые для выполнения траектории в пространстве состояний, являются функциями u и конечного числа ее производных по времени. Кусочно-полиномиальные функции используются для описания траекторий БПЛА. Для коротких маршрутов, таких как вертикальный взлет/посадка и линейное перемещение между точками зависания будет достаточно одного цельного полинома. Эллиптическое движение применяется в основном для демонстраций, так как может создавать визуально привлекательные образы. В случае динамически меняющихся сред используется интерактивный режим обхода препятствий.

При роевом управлении применяются два вида связи: запрос-ответ (request-response) и широковещательный вид (broadcasting). Запрос-ответ используется для настройки. В нее входит загрузка траектории, определение «ролей» каждого дрона в группе. Широковещательный тип связи применяется непосредственно во время полета для уменьшения задержки для обратной связи.

Для снижения требований к полосе пропускания связи и обеспечения устойчивости к временным потерям связи, измерения системы захвата движений и IMU на борту объединяются в расширенный фильтр Калмана (ЕКФ). Фильтр управляется данными IMU и оценивает состояние дрона (p , v , q), где p – положение устройства, v – его скорость, а q – единичный кватернион, преобразующий локальную систему координат БПЛА в мировые координаты. С помощью фильтра Калмана для решения проблем локализации разрабатывают мультимодальные системы локализации. Например, датчики GPS можно использовать для определения местоположения вне помещений; инерциальную одометрию применяют для получения локального местоположения в тех случаях, когда GPS сигнал ослаблен или отсутствует; технология позиционирования UWB (сверхширокополосная) помогает при локализации в бесхарактерных средах. Объединенное применение данных способов позволяет добиться повышения точности определения местоположения как на уровне одного дрона, так и на уровне роя. Также точность становится менее чувствительна к условиям окружающей среды вследствие преодоления ограничений отдельных датчиков.

При увеличении количества дронов в рое система усложняется и растут требования к вычислительным возможностям. Для упрощения систем используют многоуровневую архитектуру планирования, при которой принятие решений на уровне одного аппарата и на уровне роя разделяется. Такая абстракция делает систему модульной и позволяет использовать вместе разные типы робототехнических систем, таких как наземные и воздушные.

Заключение. В данной статье рассмотрена системная архитектура для управления роем БПЛА. Система использует бортовой контроль за полетом дронов в условиях ограниченной полосы пропускания радиосигнала. В будущем надежность данной системы возможно улучшить за счет более эффективных методов планирования и локализации. Все программные компоненты находятся в открытом доступе [6].

*Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ
(Соглашение № 075-15-2021-1016).*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Abdelkader, M., Güler, S., Jaleel, H. et al.** Aerial Swarms: Recent Applications and Challenges. *Curr Robot Rep* 2, 309–320 (2021).
2. **D. Mellinger, M. Shomin, N. Michael, V. Kumar**, Vol. 83. Cooperative grasping and transport using multiple quadrotors. Berlin: Springer; 2013.
3. **Preiß J. A.** et al. CrazySwarm: A large nano-quadcopter swarm // 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). – IEEE, 2017. – С. 3299-3304.
4. **P. J. Besl and N. D. McKay**, “A method for registration of 3-d shapes,” *Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.*, vol. 14, no. 2, pp. 239–256, 1992
5. **D. Mellinger and V. Kumar**, “Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors,” in *IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation (ICRA)*, 2011, pp. 2520–2525.
6. Github. USC-ACTLab/crazyswarm: A Large Quadcopter Swarm. URL: <https://github.com/USC-ACTLab/crazyswarm> (дата обращения: 08.06.2022).

E.A.Kozlov (Ufa State Aviation Technical University, Ufa). **Overview of swarm management implementations of autonomous micro-drones**

The article discusses the prospects for the introduction of unmanned aerial vehicles in various areas of the civil sector. The advantages of using a swarm of drones over the use of a single device were analyzed. A swarm control method based on the motion capture system is considered.

А.М. КЛИМОВ
(АО "НЦВ Миль и Камов", Москва)

МЕТОДИКА ПОСАДКИ ВЕРТОЛЁТА МИ-38-2 НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Введение. В работе представлены основные результаты, полученные при выработке методики пилотирования и определении посадочных характеристик вертолёта Ми-38-2 при выполнении посадок на режиме самовращения несущего винта с двумя выключенными двигателями. Хотя посадки режима самовращения несущего винта выполняются на всех вертолётах марки Ми, но особенностью этой работы являлось необходимость показать возможность посадки вертолёта Ми-38-2 не только с нормальной взлётной массой 14200кг, но и с максимальной – 15600кг.

Подготовка к выполнению посадок на режиме самовращения несущего винта на вертолёте Ми-38-2, отработки методики выполнения посадок и тренировки летного экипажа производилась на вертолёте Ми-17, на котором выполнено 19 посадок в том числе 7 посадок с массой вертолёта 10000кг, из них 6 с выключением двигателей, 12 посадок с массой 12000кг, из них 11 с выключением двигателей. При этом учитывалось, что динамические характеристики несущей системы вертолёта Ми-38-2 отличаются от аналогичных характеристик несущей системы Ми-17, поэтому методика посадок Ми-38-2 неизбежно будет скорректирована.

В работе отмечено, что в качестве критерия для выработки оптимальной техники пилотирования и профиля полета при выполнении посадок на РСНВ приняты простота и доступность выполнения посадки для летчика средней квалификации:

- логическая последовательность действий по глиссаде снижения, при которой в каждый момент времени выполняется одна задача и лишь на заключительном этапе, при выполнении собственно посадки, два действия;
- обоснованная растянутость по времени решения задач пилотирования;
- достаточно умеренные и привычные для летчика величины изменения угла тангажа вертолёта для гашения поступательной и вертикальной составляющих скорости полета, при которых летчик сохраняет способность правильно оценивать пространственное положение и динамику движения вертолёта.

В окончательном виде методика посадки вертолёта Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта отработана на аэродроме “Юхарина балка” в г. Севастополь. На первом этапе выполнены пять тренировочных посадок вертолёта Ми-38-2 с массой 14200кг с уводом двигателей на режим земного малого газа (ЗМГ). После анализа материалов этих посадок выполнены четыре посадки вертолёта с массой 15600кг также без выключения двигателей, с уводом их на режим ЗМГ. Анализ параметров выполненных посадок с массой 15600кг подтвердил правильность выработанной методики посадок. В заключительный день программы лётных испытаний выполнены ещё три посадки с массой 15600кг с уводом двигателей на режим ЗМГ, после чего выполнена посадка на режиме самовращения несущего винта с выключением двигателей.

В **таблице 1** приведены величины параметров движения вертолёта Ми-38-2 с массой 15600кг в характерных точках посадок по времени: от балансировочных величин на режиме планирования до “взятия” шага несущего винта

Визуализации записей параметров движения вертолёта с **массой 15600кг** и перемещений органов управления приведены на графиках **рис. 1**

Средняя величина максимальных углов тангажа в посадках вертолёта с массой 15600кг составила 14,4°. Темп увеличения угла тангажа $\Delta\alpha/\Delta t$ на предпосадочном маневре составил, в среднем, 1,9°/с, осреднённые величины вертикальной скорости снижения в момент достижения максимального угла тангажа составила: -6,8м/с.

Из анализа визуализаций записей параметров движения вертолёта и перемещений органов управления следует, что во всех посадках момент времени начала “взятия” общего шага несущего винта практически совпадает с моментом времени достижения максимального угла тангажа. В посадках с массой 15600кг максимальная величина общего шага, осреднённая по 8

посадкам, составила – $14,5^\circ$. Во всех посадках время “взятия” общего шага, в среднем, составило 3,5с и 4с при максимальной величине 5,6с. Это позволило летчику при невысоких значениях вертикальных скоростей снижения к моменту начала “взятия” общего шага хорошо контролировать процесс сближения с землёй при приземлении вертолета. Темп “взятия” общего шага в посадках с массой 15600кг составил $2,44^\circ/\text{с}$. Несмотря на довольно значительную продолжительность времени “взятия” шага и происходящее за это время падение оборотов несущего винта, вертолет сохранял удовлетворительную управляемость для создания посадочного угла тангажа и приземления на основные колеса шасси.

Изучение материалов испытаний и осмысление приобретенного опыта при выполнении посадок в процессе подготовки, позволило выработать методику, технику пилотирования и профиль посадки вертолета Ми-38-2 с максимальной взлётной массой 15600кг на режиме самовращения несущего винта.

Методика выполнения посадки Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта реализована следующим образом:

- скорость планирования – $V_{\text{приб}}=170\dots180$ км/ч. Выбрана с учётом особенностей динамических характеристик несущей системы вертолёт, частота вращения которой может превысить допустимую величину при большом темпе увеличения тангажа, однако при плавном отклонении ручки циклического шага, начиная с высоты примерно $H_{\text{в}1}=100\text{м}$, приводит к эффективному гашению поступательной скорости V_x на $30\dots50\text{км/ч}$ и вертикальной скорости снижения V_y на $3\dots4\text{м/с}$. В результате вертолет приходит в точку начала маневра по выполнению посадки на высоте $H_{\text{в}2} = 40\dots30\text{м}$ и скорости $V_{\text{приб}}= 130\dots140\text{км/ч}$. При этом во время снижения с высоты $H_{\text{в}1}=100\text{м}$ до $H_{\text{в}2}= 40\dots30\text{м}$ при плавном отклонении РЦШ “на себя” и, соответственно, увеличении углов тангажа и атаки винта раскрутка несущего винта происходит не более чем на $1\dots2\%$, т.е. обеспечивается нахождение оборотов винта в рекомендуемом диапазоне $95\dots99\%$.

- высота начала выполнения предпосадочного маневра с более интенсивным темпом увеличения угла тангажа выбрана $H_{\text{в}2}=40\dots30\text{м}$ из условия обеспечения достаточного времени для гашения горизонтальной V_x и вертикальной V_y составляющих скорости полета для гарантированного получения заданной посадочной скорости менее 60 км/ч и минимальной вертикальной скорости, обеспечивающей величину перегрузки при посадке $n_y < 2$. В процессе этого маневра, как правило, происходит увеличение частоты вращения несущего винта. При этом принимался во внимание тот факт, что раскрутка несущего винта на предпосадочном маневре происходит только в процессе увеличения угла тангажа и соответственно угла атаки. После достижения максимального угла тангажа и при дальнейшем его удержании, даже в течение короткого периода времени, происходит падение оборотов несущего винта. Поэтому манера пилотирования должна быть такой, при которой увеличение общего шага несущего винта начинается в момент достижения максимального угла тангажа, когда кинетическая энергия вращения несущего винта максимальна

- осредненный темп увеличения общего шага несущего винта от момента начала его “взятия” на высоте $H = 15\dots10$ м до момента касания основными колесами поверхности земли принят $\approx 2^\circ/\text{с}$. Момент начала “взятия” общего шага соответствует моменту достижения максимального угла тангажа, поэтому сохранённая кинетическая энергия несущего винта, обеспечивает высокую эффективность увеличения общего шага, т.е. высокое приращение тяги винта, и позволяет выполнять “взятие” шага несущего винта растянутым по времени, с достижением максимального шага за время $\approx 4\dots5\text{сек}$.

В работе обращено особенное внимание, на тот факт, что промедление с началом “взятия” шага несущего винта после момента достижения вертолетом максимального угла тангажа и максимальных оборотов несущего винта, а также упреждающая дача ручки циклического шага “от себя” относительно момента “взятия” шага приводит к некоторой потере оборотов НВ.

Анализ параметров посадок на режиме самовращения несущего винта показал, что выработанная методика не является чрезмерно строгой и предоставляет лётчику возможность исправления ошибок пилотирования.

Во всех посадках, как видно из приведенного в **таблице 1** материала, величина нормальной перегрузки n_y не превышала $2,0$, а в посадке вертолёт с массой 15600кг с выключенными

двигателями величина n_y составила 1,51. Вертикальная скорость вертолѐта с выключенными двигателями в момент касания земли, составила $V_y=1,37\text{м/с}$, поступательная скорость при приземлении, рассчитанная по записи датчиков оборотов колѐс – 56км/ч. Запас по шагу НВ в момент достижения максимальной величины при “взятии” шага составил $4,7^\circ$.

Необходимо отметить, что снижение вертолѐта с максимальной массой 15600кг на режиме самовращения несущего винта происходит при шаге несущего винта 4...5градусов, т.е. на 2...3градуса больше минимальной величины шага, что обусловлено необходимостью поддержания оборотов несущего винта в рекомендуемом диапазоне.

После приземления вертолѐта общий шаг НВ плавно уменьшался до минимального значения, что обеспечивало достаточные запасы по путевому управлению для выдерживания направления на пробеге и сохранения достаточного зазора между лопастями несущего винта и хвостовой балкой.

Во всех посадках приземление вертолѐта осуществлялось с посадочным углом тангажа $\alpha \cong 4^\circ \dots 8^\circ$. Однако конструкция вертолѐта позволяет осуществлять безопасную посадку (по условию касания земли хвостовой пятой) с тангажом 10...12градусов. Это может быть использовано в дальнейшем для выполнения посадок на РСНВ с меньшей скоростью приземления.

Основные выводы

1. Отработанные в процессе подготовки и при выполнении посадок на режиме самовращения несущего винта вертолѐта Ми-38-2 профиль и методика посадок являются рациональными по логической последовательности и плавности действий органами управления при достаточно умеренных изменениях параметров пространственного положения вертолѐта.
2. Параметры посадки вертолѐта с массой 15600кг с выключенными двигателями составили: $V_y=1,37\text{м/с}$; $V_{x_{\text{пос}}}=56\text{км/ч}$; $\alpha \cong 8^\circ$; $n_y=1,51$
3. Методика выполнения посадок на РСНВ не является чрезмерно строгой, допускает возможность исправления ошибок пилотирования и доступна летчикам средней квалификации и может быть использована при разработке рекомендаций в РЛЭ.

Таблица 1. Характерные параметры посадок

M=15600кг	Vплан, км/ч	Vу ₁ м/с	υ ₁ , град	Hυ ₁ , м	υ ₂ , град	Hυ ₂ , м	Vу ₂ м/с	Δυ= υ ₂ -υ ₁ , град	Δt (υ ₂ -υ ₁) сек	Δυ/Δt, град/с	Vпрυ ₂ км/ч	υ _{max} , град	Hυ _{max} , м
051216.п1.реж 14	174	-11,3	3,34	100	9,32	27	-7,5	5,98	11	0,54	117,6	14,9	15,4
051216.п1.реж 15	177	-11,3	2,9	105	11,4	23,5	-7,15	8,5	11,5	0,74	113,3	16,1	15,2
051216.п1. реж 16	179	-11,1	2,46	110	8,53	36	-7	6,07	11,5	0,53	124	14	14,8
051216.п1.Реж 17	173	-10	3,96	89	7,91	38	-7,5	3,95	9	0,44	111	12,8	7,5
051216.п2.реж 9	178	-10,9	2,02	104	11,34	25	-6,0	9,32	12	0,78	128	15,3	12,4
051216.п2.Реж 10	192	-9,5	5,01	127	7,8	56	-8,3	2,8	12,5	0,22	121	10	11,1
051216.п2.реж 11	179	-10,5	1,85	101	8,3	27,3	-8,13	6,45	10,6	0,61	147	16,1	9,06
051216.п2.реж 12 двигатели выкл.	186	-11,1	3,25	82,5	9	30,4	-8,7	5,75	6,5	0,88	142	14,4	12
Среднее	179,8	-10,8	3,1	102,3	9,35	32,9	-7,54	6,25	10,6	0,68	122,5	14,2	12,2

M=15600кг	Δυ= υ _{max} -υ ₂ , град	Δt (υ _{max} -υ ₂), сек	Δυ/Δt град/с	Vпрυ _{max} км/ч	Vу υ _{max} м/с	Φош _{max} , град	HΦош, м	Δt (Φ _{max} -Φ _{мин})	ΔΦ/Δt (Φ _{max} - Φ _{мин}), град/с	Vу Φ _{max} м/с	Nнв max, %	ny
051216 п1.реж. 14	5,58	1,8	3,10	95	-6,8	14,7	15,4	4	2,43	-4,5	100	1,2
051216 п1.реж. 15	4,7	1,6	2,94	95	-7,2	14	15,2	3	3,00	-4,9	100	1,73
051216 п1.реж. 16	5,47	4	1,37	102	-6	13,1	14,8	4	2,03	-4,3	99	1,2
051216.п1.Реж 17	4,89	4,5	1,09	83	-7,0	14,4	17,3	4	2,35	-5,45	100	1,51
051216.п2.реж 9	3,96	2,7	1,47	103	-6,5	14	12,4	3,5	2,57	-4,06	97	1,2
051216.п2.Реж 10	1,0	6	1,0	86	-7,9	16,8	11,2	3,5	3,37	-4,3	98	1,75
051216.п2.реж 11	7,8	3	2,60	122	-6,0	15,3	12	5,6	1,84	-3,4	99	1,4
051216.п2. реж 12 двигатели выкл.	5,4	3,4	1,59	110	-7,07	13,3	11,7	4,2	1,98	-4,8	102	1,51
Среднее	4,85	2,75	1,9	99,5	-6,8	14,5	13,8	4,0	2,44	-4,53		

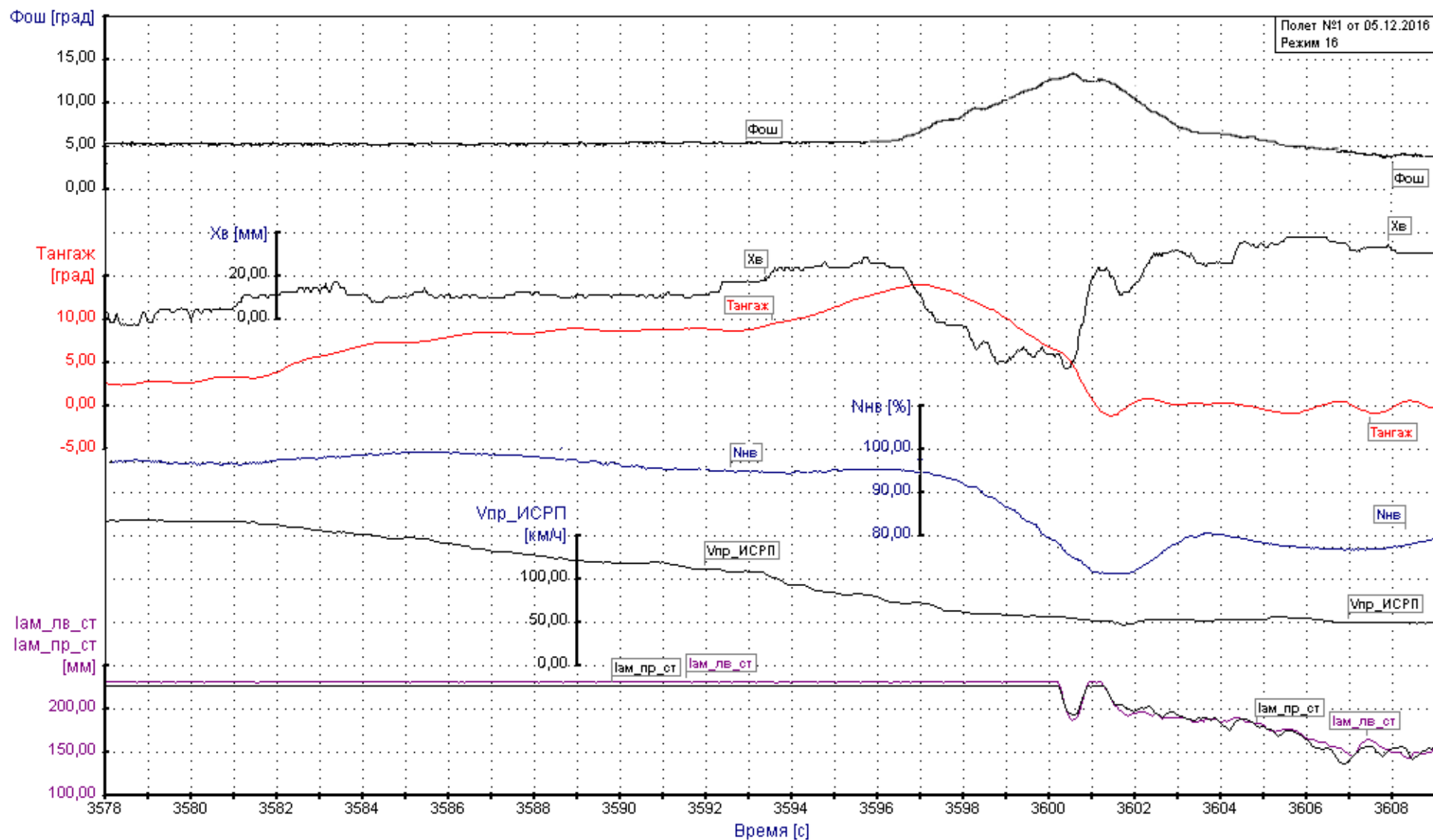


Рисунок 1. М=15600кг. Визуализации записей параметров движения вертолета и органов управления по БСС-500А

А. З. АСАНОВ

(ФГБОУ ВО «МИРЭА – Российский технологический университет», Москва)

А. В. КУКОВИНЕЦ, А. Ю. ЧЕКИН

(ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

АНАЛИТИЧЕСКОЕ КОНСТРУИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕСА ШАССИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

В работе приведены результаты применения инженерной методики аналитического конструирования инвариантного управления многосвязным объектом на примере модели электрической системы торможения колеса шасси воздушного судна с помощью аппарата технологии вложения систем и рассмотрены возникающие ограничения.

Введение. Современная тенденция электрификации функциональных систем воздушных судов (ВС), основанная на использовании единого вида энергии на борту, вызывает необходимость применения электрической энергии вместо гидравлической или пневматической, в качестве трансфера энергии для работы исполнительных функциональных систем ВС. Этот факт приводит к необходимости всестороннего исследования в том числе системы торможения колес шасси ВС. Одним из вариантов модернизации системы торможения и перехода на электрический вид энергии является замена основного приводного устройства в системе. В таком случае исполнительным механизмом электрифицированной системы торможения колес может быть серия электро-механических приводов, обеспечивающих сжатие пакета тормозных фрикционных дисков. При этом износ фрикционных дисков в процессе эксплуатации и, как следствие, их деформация приводит к потребности корректировки силы давления, создаваемой электро-механическими приводами. Такие корректировки, происходящие на высоких частотах, могут вызывать чрезмерный износ элементов тормозной системы и соответствующее снижение эффективности фрикционного тормоза. Для повышения надёжности тормозной системы могут использоваться устройства, обеспечивающие равномерное распределение усилия электро-механических приводов [1].

Авиационные тормозные диски по требованиям эксплуатации должны выдерживать большое тормозное давление и обладать высокой энергоёмкостью, однако во время интенсивного торможения дисковый пакет может нагреваться до нескольких сотен градусов, из-за чего к термостойкости используемых материалов предъявляются строгие требования. Некоторые современные гражданские ВС, например Airbus A320, имеют осевой приводной вентилятор в качестве активного воздушного охлаждения тормозов. Биметаллические диски и диски из малоуглеродистой стали подвержены износу при высокой температуре, однако в последние годы производится замена на углеродное волокно (карбон), диски из которого изнашиваются быстрее в холодном состоянии. [2]

Возможным решением задачи обеспечения эффективности торможения и снижения интенсивности деградации тормозных дисков являются алгоритмы управления сжатием тормозного пакета и охлаждением поверхности фрикциона. Цель этих алгоритмов заключается в автоматическом затормаживании колеса шасси в процессе послепосадочного пробега с посадочной скорости до полной остановки ВС или до скорости руления при поддержании температуры диска на оптимальном для торможения уровне.

Предлагаемый доклад посвящён применению инженерной методики синтеза инвариантного управления с заданным качеством для многосвязной модели электрической системы торможения колеса (ЭСТК) шасси воздушного судна, приведённой в работе [3].

В данной работе рассматривается функционирование системы торможения при нормальных климатических условиях, момент раскручивания и частота вращения колеса соответствуют условиям сухой ВПП.

Инвариантное управление электрической системой торможения колеса шасси воздушного судна. Посредством использования матричного регулятора в обратной связи по полному вектору состояний, расчёт которого представлен в [3], были снижены колебания температуры

на поверхности фрикциона, однако колебания по сути означают перерасход энергии на питание системы охлаждения и неоптимальное использование термической прочности материалов, причём такое поведение обусловлено многосвязностью модели ЭСТК и зависит от механической, электрической и тепловой частей модели.

Поскольку исходная модель ЭСТК не содержит контур управления, реализующий динамику антиюзовой автоматики, имитация сигналов скоростного растормаживания от антиблокировочной системы, подаваемых в канал формирования напряжения на обмотке якоря электродвигателя, рассмотрена в качестве внешнего детерминированного возмущения. Цель работы – обеспечение инвариантности температуры на поверхности фрикциона к этим возмущениям при переходных процессах выходных координат, соответствующих динамике эталонной системы.

Методика синтеза. Рассмотрена линейная модель ЭСТК с ранее рассчитанным регулятором. Из условия разрешимости задачи синтеза инвариантных законов управления с заданным качеством [4] найдены ограничения на формирование эталонных матриц динамики и управления. На основании результатов анализа ограничений выполнено конструирование множества регуляторов и предкомпенсаторов, придающих системе заданные свойства, с помощью аппарата технологии вложения систем [5].

Обеспечение желаемой динамики. Назначение коэффициентов эталонной матрицы динамики определялось комплексом требований, сформулированных в работе [3]. Действие возмущения при использовании рассчитанной обратной связи оказало влияние на динамику угловой скорости, увеличив время торможения и обусловив таким образом целесообразность внесения корректировки с помощью предкомпенсатора. В силу астатизма системы внедрение предкомпенсатора в решаемой задаче обусловило его релейный характер, как показано на рис. 1. Динамическая развязка температуры позволила добиться апериодического характера температуры на поверхности фрикциона и приемлемой динамики угловой скорости колеса $\omega_{\text{кол}}(t)$ при учёте действия возмущения $w(t)$.

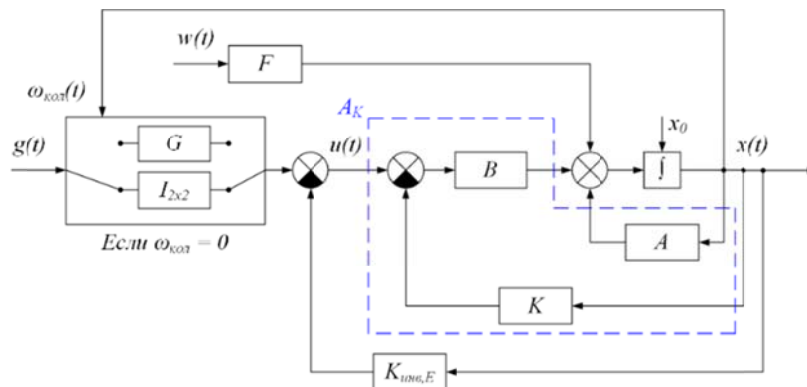


Рис. 1. Схема системы управления

Ограничения. Следует обратить внимание на тот факт, что требование заданного качества с точки зрения управления превалирует над требованием инвариантности, из-за чего результат выполнения последнего не всегда практически применим. Так, например, безопасность посадки ВС может быть повышена при выполнении в заданных пределах условия инвариантности угловой скорости колеса к температурным возмущениям, которые возникают в силу перемешивания разогретых воздушных масс в объёме тормозного барабана [6]. Однако использование упрощённой модели системы в результате автономизации каналов может приводить к ложному выводу о невозможности удовлетворения заданных требований к качеству переходных процессов.

Другое важное ограничение связано с физической реализуемостью синтезируемых алгоритмов. Итерационный процесс оценки энергетической эффективности законов управления, сопряжённый с валидацией и коррекцией модели, может быть упрощён при учёте необходимых условий при планировании проектирования системы управления, что требует внесения изменений в существующие методики.

Заключение. Аналитическое выражение множества, из которого были выбраны представители закона управления, позволяет гибко перестраивать систему управления в соответствии с

заданными требованиями. Результаты работы могут быть использованы для отработки методики синтеза инвариантных законов управления и исследования эффективности ЭСТК шасси ВС. Разработка демонстратора ЭСТК позволит внедрить рассчитанную систему управления, доработать модель и, при необходимости, учесть дополнительные эффекты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Патент №2760800 С1 РФ, МПК F16D 65/18, F16D 55/36, B64C 25/44. Устройство равномерного распределения тормозного усилия электромеханического привода фрикционного тормоза колеса. №2021119491; заявл. 02.07.2021; опубл. 30.11.2021 / К.А. Гореликов, А.В. Куковинец, С.Л. Будников [и др.]. Заявитель: Федерально государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем».
2. **Крамаренко Е.И., Кулаков В.В., Кенигфест А.М. [и др.]** Авиационные тормоза с углеродными фрикционными дисками. *Трение и износ*. 2006. Т. 27. № 3. С. 290–298.
3. **Асанов А.З., Куковинец А.В., Чекин А.Ю.** Аналитический синтез алгоритма управления электрической системой торможения колеса шасси воздушного судна. *Известия ЮФУ. Технические науки*. 2021. № 7. С. 51–63.
4. **Мисриханов М.Ш.** Инвариантное управление многомерными системами. Алгебраический подход. / Отв. ред.: В.Н. Рябченко. М.: Энергоатомиздат, 2003. 238 с.
5. **Буков В.Н.** Вложение систем. Аналитический подход к анализу и синтезу матричных систем. Калуга: Издательство Н.Ф. Бочкаревой, 2006. 720 с.
6. **Кальницкая К.А., Капитанова Л.В.** Влияние перфорации тормозных дисков на их температуру в условиях взлета и посадки. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*. 2015. № 70. С. 160–167.

A.Z. Asanov (MIREA – Russian Technological University, Moscow), A.V. Kukovinets, A.Yu. Chekin (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow) **Analytical design of the control system for the electric braking system of the aircraft landing gear**

This paper presents the results of the engineering methodology application for the analytical design of invariant control of multi-connected object on the example of a model of the electric braking system of the aircraft landing gear using the theory of embedded systems and consider limitations.

Ю. Г. КОКУНЬКО, С. А. КРАСНОВА
(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва)

СИНТЕЗ ДИНАМИЧЕСКОГО ГЕНЕРАТОРА ДЛЯ СГЛАЖИВАНИЯ ПУТИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВЫПОЛНЕНИЕМ КОНСТРУКТИВНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Для беспилотного летательного аппарата рассматривается проблема создания непрерывной пространственной траектории по опорным путевым точкам. Вместо громоздких геометрических расчетов предложен динамический генератор в виде уравнений движения центра масс летательного аппарата. Выходные переменные генератора отслеживают опорный дискретный векторный сигнала с помощью сигмовидных корректирующих воздействий, позволяющих учитывать ограничений на скорость и ускорение. В итоге генератор порождает в реальном времени сглаженную траекторию с допустимой кривизной, реализуемую летательным аппаратом.

Введение. Возрастание спроса на беспилотные летательные аппараты (БПЛА) гражданского и военного назначения и повышение требований к безопасности полетов требует постоянного совершенствования и авиационной техники, и обработки навигационной информации. В докладе рассматривается проблема, связанная с генерацией реализуемых пространственных траекторий с учетом динамических характеристик конкретного БПЛА. Если векторный сигнал, определяющий путь следования, поступает в реальном времени из внешнего неконтролируемого источника, и его аналитический вид неизвестен, то для синтеза программного управления БПЛА требуется восстановить в реальном времени его первую и вторую производные [1]. В докладе рассматривается ситуация, когда кривая движения задается дискретным векторным сигналом, значения которого обновляются с определенной тактовой частотой. При этом возникает проблема сглаживания пути следования, обеспечения ограниченности его кривизны и скорости ее изменения с учетом допустимых маневров механического объекта управления. Цель исследования состоит в том, чтобы автоматизировать процесс сглаживания дискретных траекторий с помощью простых вычислительных алгоритмов без больших вычислительных затрат и сложных геометрических расчетов.

В [2–3] в рамках проблемы восстановления производных кривых со сложным контуром были разработаны динамические дифференциаторы в виде наблюдателей состояния. Однако, их преимущества, способствующие быстро и точно восстановлению производных гладких сигналов любого требуемого порядка, превращаются в недостатки, когда задающий сигнал кусочно-непрерывный. Дифференциаторы настраиваются так, чтобы обеспечить заданную, сколь угодно малую ошибку оценивания, поэтому они не обеспечивают сглаживания задающего дискретного сигнала в особых точках и не пригодны для решения поставленной задачи. Для порождения реализуемой траектории на основе заданных путевых точек в данной работе предложен динамический генератор, построенный в виде уравнений движений центра масс БПЛА. С помощью сигмовидных корректирующих воздействий, позволяющих учитывать ограничения на скорость и ускорение БПЛА, решается задача отслеживания задающего дискретного сигнала. В итоге переменные генератора порождают в реальном времени гладкие выходные сигналы и их производные, реализуемые механическим объектом управления.

Синтез динамического генератора. В качестве основы для построения динамического генератора рассматриваются уравнения пространственного движения центра масс БПЛА в траекторной системе координат, представленные в каноническом виде «вход–выход» [1, 4]

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = ag + B(\theta, \Psi)gu, \quad (1)$$

где $x_1(t) = \text{col}(x_{11}, x_{12}, x_{13})$, $x_{11} := L$ – продольная дальность, $x_{12} := H$ – высота полета, $x_{13} := Z$ – боковое смещение; $\dot{x}_1 = x_2 = \text{col}(x_{21}, x_{22}, x_{23})$, $x_{21} := \dot{L} = V \cos \theta \cos \Psi$, $x_{22} := \dot{H} = V \sin \theta$, $x_{23} := \dot{Z} = -V \cos \theta \sin \Psi$, $V > 0$ – путевая скорость, θ – угол наклона траектории, $|\theta(t)| < \pi/2$, Ψ – угол пути, $|\Psi(t)| < \pi/2$; g – ускорение свободного падения;

$u = \text{col}(u_1, u_2, u_3)$ – вектор управления, его элементы $u_1 = n_x$, $u_2 = n_y \cos \gamma$, $u_3 = n_y \sin \gamma$ выражены через продольную n_x , поперечную n_y перегрузки и угол крена γ вектора перегрузки, $|\gamma| < \pi$; $a = (0; -1; 0)^T$,

$$V(t) = \sqrt{x_{21}^2(t) + x_{22}^2(t) + x_{23}^2(t)}, \quad x_{21}^2(t) + x_{23}^2(t) \neq 0,$$

$$B = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \Psi & -\sin \theta \cos \Psi & \sin \Psi \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\cos \theta \sin \Psi & \sin \theta \sin \Psi & \cos \Psi \end{pmatrix}, \quad \det B \equiv 1, B^{-1} = B^T,$$

$$\sin \theta(t) = \frac{x_{22}(t)}{V(t)}, \quad \cos \theta = \sqrt{1 - \frac{x_{22}^2(t)}{V^2(t)}}, \quad \cos \Psi(t) = \frac{x_{21}(t)}{V(t) \cos \theta(t)}, \quad \sin \Psi(t) = -\frac{x_{23}(t)}{V(t) \cos \theta(t)}.$$

Введем динамический генератор как копию канонической системы (1):

$$\dot{y}_1 = y_2, \quad \dot{y}_2 = ag + Bgw, \quad (2)$$

где $y_1, y_2, \dot{y}_2 \in R^3$ – векторы положения, скорости и ускорения центра масс виртуального БПЛА, выступающих в качестве задающих воздействий для реального объекта управления (1), $w \in R^3$ – корректирующие воздействия генератора. Цель управления виртуальной системой (2) заключается в отслеживании выходными переменными генератора $y_1(t) = \text{col}(y_{11}, y_{12}, y_{13})$ задающих воздействий $\chi = \text{col}(\chi_1, \chi_2, \chi_3)$ с выполнением ограничений, наложенных на реальный механический объект управления, а именно,

$$|y_{2j}(t)| \leq X_2, \quad |\dot{y}_{2j}(t)| \leq X_3, \quad t \geq 0, \quad j = 1, 2, 3. \quad (3)$$

Элементы вектора χ представляют собой координаты путевых точек, соединенных отрезками, в точках стыка элементы вектора $\dot{\chi} = \text{col}(\dot{\chi}_1, \dot{\chi}_2, \dot{\chi}_3)$ имеют конечные разрывы. Текущие значения $\dot{\chi}(t)$ – неизвестные функции времени, ограниченные по модулю известными константами

$$|\dot{\chi}_j(t)| < X_2, \quad t \geq 0, \quad j = 1, 2, 3. \quad (4)$$

Для решения поставленной задачи предлагается использовать методы синтеза систем слежения с сигмовидными обратными связями [4–6]. Сигма-функция $\sigma(ky) = 2/(1 + \exp(-ky)) - 1$ принадлежит классу гладких и ограниченных функций с ограниченными производными $\sigma'(ky) = 0,5k(1 - \sigma^2(ky))$, $0 < \sigma'(ky) \leq 0,5k$, $y \in R$.

Для выполнения заданных ограничений по скорости изменения выходных переменных (3) предлагается использовать сигма-функцию также и в локальной связи. Введем ошибку слежения $e_1 = y_1 - \chi$, $e_1 = \text{col}(e_{11}, e_{12}, e_{13})$, ее производную $\dot{e}_1 = y_2 - \dot{\chi}$ и сформируем локальную связь $y_2 = -m_1 \sigma(k_1 e_1)$, $\sigma(k_1 e_1) = \text{col}(\sigma(k_1 e_{11}), \sigma(k_1 e_{12}), \sigma(k_1 e_{13}))$, $m_1, k_1 = \text{const} > 0$. Задача слежения сводится к задаче стабилизации ошибки слежения и невязки $e_2 = y_2 + m_1 \sigma(k_1 e_1)$, $e_2 = \text{col}(e_{21}, e_{22}, e_{23})$. В координатном базисе новых переменных e_1, e_2 получим систему

$$\dot{e}_1 = -m_1 \sigma(k_1 e_1) + e_2 - \dot{\chi}, \quad \dot{e}_2 = ag + 0,5m_1 k_1 \Lambda_1 (y_2 - \dot{\chi}) + Bgw, \quad (5)$$

где $\Lambda_1 = \text{diag}(\Lambda_{1j})$, $\Lambda_{1j} = 1 - \sigma^2(k_1 e_{1j})$, $0 < \Lambda_{1j} \leq 1$, $j = 1, 2, 3$.

Сформируем в системе (5) комбинированное корректирующее воздействие

$$w = -B^T (m_2 \sigma(k_2 e_2) + ag + 0,5m_1 k_1 \Lambda_1 y_2) / g =$$

$$= -B^T (m_2 \sigma(k_2 (y_2 + m_1 \sigma(k_1 (y_1 - \chi)))) + ag + 0,5m_1 k_1 \Lambda_1 y_2) / g \quad (6)$$

и получим замкнутую виртуальную систему

$$\dot{e}_1 = -m_1 \sigma(k_1 e_1) + e_2 - \dot{\chi}, \quad \dot{e}_2 = -m_2 \sigma(k_2 e_2) - 0,5m_1 k_1 \Lambda_1 \dot{\chi}, \quad (7)$$

в которой $\dot{\chi}(t)$ трактуется как ограниченное внешнее возмущение (4). Амплитуды $m_{1,2}$ выберем с учетом ограничений (3)–(4) так, чтобы обеспечить последовательное попадание невязки и ошибки слежения в некоторые окрестности нуля:

$$|e_{2j}(t)| \leq 2,2/k_2 \leq \Delta_2, t > t_2 \geq 0, |e_{1j}(t)| \leq 2,2/k_1 \leq \Delta_1, t > t_1 \geq t_2, j = 1, 2, 3, \quad (8)$$

где радиусы областей (8) – точность стабилизации ошибки слежения и невязки, которая зависит от выбора коэффициентов усиления $k_{1,2}$; $\sigma(\pm 2,2) \approx \pm 0,8$ – точки разделения сигма-функции на условно линейную и условно постоянные части.

Система (7) вводилась для формализации процедуры синтеза следящей системы. Динамический генератор будет построен в виде замкнутой системы (2), (6), а именно

$$\dot{y}_1 = y_2, \dot{y}_2 = -m_2\sigma(k_2(y_2 + m_1\sigma(k_1(y_1 - \chi)))) - 0,5m_1k_1\Delta_1y_2. \quad (9)$$

Выбор амплитуд обеспечит выполнение (8) при $t \geq 0$, если $|e_{ij}(0)| \leq 2,2/k_i, i = 1, 2, j = 1, 2, 3$, для чего установим в генераторе (9) подходящие начальные значения:

$$y_{1j}(0) = \chi_j(0) \Rightarrow e_{1j}(0) = 0, |y_{2j}(0)| \leq 2,2/k_2 \Rightarrow |e_{2j}(0)| \leq 2,2/k_2, j = 1, 2, 3.$$

Выбор параметров корректирующих воздействий с учетом (3)–(4) гарантирует выполнение в замкнутой системе (9) ограничений по скорости и ускорению, а именно:

$$|y_{2j}(t)| \leq 2,2/k_2 + 0,8m_1 \leq X_2, |\dot{y}_{2j}(t)| \leq m_2 + 0,5m_1k_1(2,2/k_2 + 0,8m_1) \leq X_3, j = 1, 2, 3, t \geq 0.$$

Результаты моделирования. Продемонстрируем эффективность генератора для худшего случая, когда задающее воздействие представлено дискретным незашумленным векторным сигналом, его значения обновляются с постоянным или переменным интервалом времени Δt :

$$\bar{\chi}(t) = \chi(k\Delta t), t \in [k\Delta t, (k+1)\Delta t), k = 0, 1, 2, \dots \quad (10)$$

При моделировании в качестве опорного сигнала принято уравнение пространственной спирали $\chi = (4 \sin(0,25t); t + 100; 4 \cos(0,25t))$, представленное в ступенчатом виде $\bar{\chi}(t)$ (10) с шагом дискретизации $\Delta t = 1,5$. На рис. 1 показан график изображающей точки $y_1(t)$, полученной с выхода генератора (9). Видно, что пространственная кривая $y_1(t)$ сглаживает ступенчатую функцию $\bar{\chi}(t)$, а его первая $y_2(t)$ и вторая $\dot{y}_2(t)$ производные ограничены по модулю допустимыми значениями скорости и ускорения рассматриваемого БПЛА.

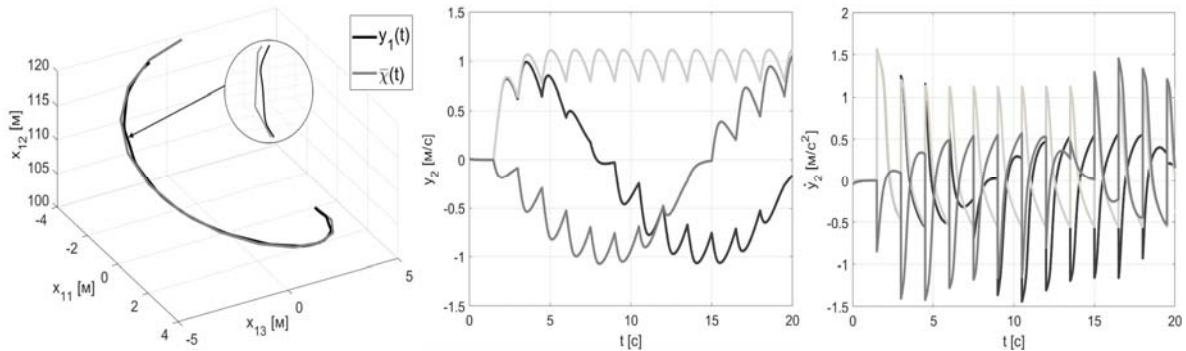


Рис. 1. Графики ступенчатого сигнала $\bar{\chi}(t)$, выхода генератора $y_1(t)$, первой $y_2(t)$ и второй $\dot{y}_2(t)$ производных

Заключение. Изображающая точка (y_{11}, y_{12}, y_{13}) динамического генератора порождает сглаженную пространственную траекторию с непрерывной ограниченной кривизной, допустимой для рассматриваемого БПЛА. Переменные генератора $y_1(t), y_2(t), \dot{y}_2(t) \in R^3$ поступают в качестве задающих воздействий в информационно-управляющую систему для формирования программного движения БПЛА или закона управления в форме обратной связи. Разработанный динамический генератор принципиально отличается от известных аналогов [7–8], так как не требует аналитического описания опорной траектории.

Работа проводилась при частичной поддержке гранта РФФИ 20-01-00363А

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ткачев С.Б., Крищенко А.П., Канатников А.Н.** Автоматическая генерация сложных пространственных траекторий БПЛА и синтез управлений. *Математика и математическое моделирование*. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 01. С. 1–17.
2. **Кокунько Ю.Г., Краснова С.А., Уткин В.А.** Каскадный синтез дифференциаторов с кусочно-линейными корректирующими воздействиями. *Автоматика и телемеханика*. 2021. № 7. С. 37–68.
3. **Kokunko Yu.G., Antipov A.S., Krasnova S.A.** State Observers as a Means for Estimating Derivatives of Deterministic Signals. *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. Vol. 1864, Iss. 1. P. 012024.
4. **Кокунько Ю.Г., Краснова С.А.** Два подхода к синтезу инвариантной системы слежения для беспилотного летательного аппарата. *Управление большими системами*. 2020. Вып. 85. С. 113–142.
5. **Краснова С.А., Антипов А.С.** Иерархический синтез сигмоидальных обобщенных моментов манипулятора в условиях неопределенности. *Проблемы управления*. 2016. № 4. С. 10–21.
6. **Kochetkov S.A., Krasnova S.A., Antipov A.S.** Cascade Synthesis of Electromechanical Tracking Systems with Respect to Restrictions on State Variables. *IFAC PapersOnLine*. 2017. Vol. 50. No 1. P. 1042–10147.
7. **Кочетков С.А., Уткин В.А.** Метод декомпозиции в задачах управления мобильными роботами. *Автоматика и телемеханика*. 2011. № 10. С. 86–103.
8. **Belinskaya Yu. S., Chetverikov V. N.** Covering Method for Point-to-Point Control of Constrained Flat System. *IFAC-Papers OnLine*. 2015. Vol. 48. No. 11. P. 924–929.

J.G.Kokunko, S.A.Krasnova (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Russia). **Synthesis of The Dynamic Generator For Unmanned Aerial Vehicle Path Smoothing With Design Restrictions**

For an unmanned aerial vehicle, the problem of generating a continuous spatial trajectory based on reference waypoints is considered. Instead of cumbersome geometric calculations, a dynamic generator in the form of equations of motion for the centre of mass of the aircraft is proposed. The output variables of the generator track the reference discrete vector signal with sigmoidal corrections to account for speed and acceleration limitations. As a result the generator generates a real-time smoothed trajectory with acceptable curvature, realised by the aircraft.

Секция 2**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

А. А. ТУТУРОВ, Е. В. ЮРКЕВИЧ, Л. Н. КРЮКОВА, Э. С. СЛЕПЦОВ, О. Г. АНДРИАНОВА
(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

**МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЛОКАЛИЗАЦИИ ОТКАЗОВ И
ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НА ОСНОВЕ АЛГОРИТМИЗАЦИИ МЕХАНИЗМА ФОРМИРОВАНИЯ СЦЕНАРИЕВ
НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ НА ОРБИТЕ**

Рассмотрен космический комплекс как социо-киберфизическая система через влияние человеческого фактора на функциональную устойчивость системы. Разработан алгоритм автоматической диагностики работы космического аппарата по данным телеметрии его систем служебного и целевого назначения с классификацией сценариев нештатных ситуаций посредством дифференциальных нейронных сетей. На основании данного алгоритма в дальнейшем планируется разработать системы поддержки принятия решений.

Введение. Рассмотрение космического комплекса как социо-киберфизической системы обусловлено возросшей критичностью влияния человеческого фактора на функциональную устойчивость системы на фоне современных тенденций совершенствования программных и аппаратных реализаций в космической технике. Под функциональной устойчивостью будем понимать способность сохранения и/или восстановления выполнения функций системы, а также адаптации информационных каналов связи при изменении элементов системы под воздействием деструктивных факторов внешней и/или внутренней среды [1]. Таким образом, наряду с техническими, информационными, программными процессами и ресурсами, совокупность технических экспертов можно представить в виде кадровых ресурсов, учитывая важность их ежедневного участия в обеспечении функциональной устойчивости всей системы. Одним из современных методов построения функциональной устойчивости является применение концепции обнаружения, локализация отказов и восстановление работоспособности. Эта концепция основывается на следующих принципах [2–4]:

- построение четкой иерархии типов отказов, определение уровня программно-аппаратного обеспечения обеспечивающего ликвидацию каждого из отказов;
- формирование и реализация алгоритмов автоматического перевода работы системы в безопасный режим;
- использование при проектировании космического аппарата автономных бортовых радиокомандной и информационно-телеметрической систем, обеспечивающие надежное управление и гарантированное получение телеметрической информации;
- обеспечение защиты выдачи и реализации потенциально опасных команд;
- обеспечение возможности полной или частичной очистки бортового оперативного запоминающего устройства и восстановления исходного состояния бортового программного обеспечения;
- идентификация произошедшего сбоя по явным и второстепенным признакам;
- использование при построении системы возможности гибкой конфигурации программных и аппаратных средств.

Для формирования и реализации алгоритмов этой концепции во время проектирования системы, на этапах испытаний прототипов и после начала выполнения полетной миссии необходимо

произвести классификацию характера возможных отказов. В качестве методов, применяемые в настоящее время в инженерной практике используются методы теории вероятности, теории надежности, экспертная оценка. Еще одним способом является обработка телеметрической информации, поступающей с борта космического аппарата и последующая классификация ее.

Увеличение эффективности взаимодействия кадров с программными и техническими средствами осуществляется, в том числе, путём разработки систем поддержки принятия решений. В данной работе предлагается один из алгоритмов диагностики работы космического аппарата, использующий данные телеметрии его систем служебного и целевого назначения.

Алгоритм диагностики нештатных ситуаций на основе данных телеметрии КА. Рассмотрим космический аппарат как совокупность электромеханических средств. Учитывая, что с последней предстартовой проверки до конца эксплуатации физический доступ к космическому аппарату становится как минимум ограничен, а как максимум не целесообразен с точки зрения затрат, можно утверждать, что для эксплуатационников космический аппарат становится виртуальным объектом, единственным источником сведений о состоянии которого является периодический канал связи с телеметрической информацией. Таким образом, большая часть информации о состоянии космического аппарата как электромеханической системы поступает от сети датчиков охватывающей подавляющее большинство элементов всех систем служебной и целевой платформ космического аппарата.

Ввиду природы описываемой системы все показания датчиков являются строго неотрицательными числами с установленными граничными условиями по предельному значению регистрируемой характеристики. Далее рассмотрим алгоритмизацию обработки телеметрической информации на примере использования единственного датчика, характеризующего единственный параметр единственного элемента.

Обозначим выходной информационный сигнал датчика как «массив данных», представляющий собой непрерывную зависимость регистрируемой датчиком характеристики телеметрируемого элемента какой-либо системы космического аппарата от показаний бортовой шкалы времени. Для массива данных существуют граничные условия отражающие функционирование телеметрируемого элемента в штатном режиме. Конкретная информация по границам «нормы» должна содержаться в эксплуатационной документации от предприятия-изготовителя. На массиве данных датчика упомянутые граничные условия выглядят как параллельные оси бортового времени линии, которые график показаний датчика не должен пересекать в штатном режиме функционирования телеметрируемого элемента.

Разобьём массив данных датчика на отрезки по периодам реализации штатного цикла функционирования телеметрируемого элемента. Отметим, что могут существовать элементы, у которых может быть более одного датчика, в таком случае величины отрезков всех его массивов данных будут одинаковы. Это необходимое условие для корректного совмещения информации получаемой со всех датчиков элемента для получения полной картины его функционирования.

Вернёмся к отрезкам массива данных конкретного датчика: следующий шаг – наложение их друг на друга для совмещения телеметрии и получения хронологической картины реализации всех зарегистрированных циклов функционирования телеметрируемого элемента. Для конкретного датчика получившаяся картина выглядит как некая «трубка» из множества графиков, которую мы в дальнейшем будем именовать «вектором состояния». Вектор состояния характеризуется величиной сечения, которое может быть переменным, а также аппроксимирующей траекторией. Точность определения характеристик вектора состояния напрямую зависит от количества наполняющих его отрезков массива данных.

Итак, у нас имеется вектор состояния единичного датчика конкретного элемента какой-либо системы в составе служебной или целевой платформ космического аппарата. Учитывая, сложность космического аппарата число подобных датчиков как минимум превышает несколько десятков, что позволяет создать векторное пространство состояния, которое является основой для регистрации нештатных ситуаций.

Под нештатной ситуацией понимается регистрация единовременного выхода за границы соответствующих «норм» массивов данных минимального количества датчиков, достаточного для ограничения штатного функционирования элементов систем служебной платформы косми-

ческого аппарата, что приводит к невозможности использования целевой аппаратуры в последующий промежуток продолжения сложившейся ситуации.

Анализ векторов состояния всех датчиков систем, задействованных в конкретной нештатной ситуации, основанный на выявлении функциональных девиаций в массивах данных телеметрируемых элементов, позволяет создавать сценарии нештатных ситуаций.

В качестве методов классификации данных сценариев используются: метод опорных векторов [5], самообучающийся карты Кохонена [6], искусственные нейронные сети, одной из разновидностей которых являются дифференциальные нейронные сети [7].

Заключение. О перспективе разработки системы поддержки принятия решений на основе полученного алгоритма.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Королев, А. Н.** Функциональная устойчивость навигационно-информационных систем / А. Н. Королев // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2018. – Т. 61. – № 7. – С. 559-565. – DOI 10.17586/0021-3454-2018-61-7-559-565
2. **Jens Eickhoff.** Onboard software and satellite operations: An Introduction. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2012.
3. **A. Wander & R. Förstner.** Innovative fault detection, isolation and recovery strategies on-board spacecraft: state of the art and research challenges. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2012, Berlin. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Bonn, 2013
4. **В.П. Макаров.** Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб, – М.: Машиностроение, 2010.
5. **D. R. Azevedo, A. M. Ambrosio and M. Vieira,** "Applying Data Mining for Detecting Anomalies in Satellites," *2012 Ninth European Dependable Computing Conference*, 2012, pp. 212-217, doi: 10.1109/EDCC.2012.19.
6. **Абрамов, Н. С.** Интеллектуальный анализ телеметрической информации для диагностики оборудования космического аппарата / Н. С. Абрамов, А. А. Талалаев, В. П. Фраленко // Информационные технологии и вычислительные системы. – 2016. – № 1. – С. 64-75
7. **Poznyak, A., Chairez, I., Poznyak, T.,** 2019. A survey on artificial neural networks application for identification and control in environmental engineering: Biological and chemical systems with uncertain models. *Annual Reviews in Control* 48, 250–272. doi:10.1016/j.arcontrol.2019.07.003

A.A. Tuturov, E.V. Yurkevich, L.N. Krykova, E.S. Sleptsov, O.G. Andrianova (ICS RAS, Moscow). **Failure localization and recovery of space methodological possibilities vehicles on the algorithmization basis in the mechanism for forming scenarios of dangerous situation in orbit**

The space complex considers as a socio-cyber-physical system through the influence of the human factor on the functional stability of the system. An algorithm for automatic diagnostics of the operation of a spacecraft based on the telemetry data of its service and special-purpose systems with the classification of dangerous situation scenarios using differential neural networks has been developed. We planned to develop decision support systems in the future based on this algorithm.

ЮРКЕВИЧ Е.В., КРЮКОВА Л.Н.

(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

МОДЕЛЬ КОНТРОЛЛИНГА УСТОЙЧИВОСТИ РАБОТЫ ГРУППИРОВКИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Для обеспечения устойчивости работы группировки космических аппаратов предложены механизмы адаптации управления стабилизацией ее орбиты, учитывающие особенности работы оператора и бортовых программно-технических средств. Даны характеристики процессов взаимодействия и согласования командной работы операторов и интеллектуальных модулей управления низкоорбитальными космическими аппаратами.

Космический комплекс представлен как социо-киберфизическая система. Предложен механизм, сохраняющий человека в контуре управления. Показаны возможности цифровизации контроллинга устойчивости работы такого контура. На примере модели цифрового двойника предлагаются концептуальные положения технологии стабилизации орбиты в формате обучаемой нейронной сети.

Предлагаемый подход ориентирован на оптимизацию работы космического комплекса с помощью введения в систему управления интеллектуального блока функции адаптации штатных сигналов к характеристикам конкретных космических аппаратов. Данный подход является развитием средств оптимизации работы встроенных систем управления. Его новизна заключается в интеграции стратегий воздействия на исполнительные механизмы бортовой аппаратуры и человеческого фактора, определяющего возможность такой человеко-машинной системы адаптироваться к влиянию внешних воздействий.

Введение. Целью данной работы является предложение механизмов совершенствования организации разработки космического комплекса. Особенностью таких механизмов должна стать максимизация возможностей конструктивных решений создаваемых группировок космических аппаратов при обеспечении их устойчивости к специфике воздействий человеческого фактора. Ставится проблема формирования социо-киберфизических систем (СКФС), основанного на проектировании интеллектуальных моделей [1].

Опыт эксплуатации низкоорбитальных космических аппаратов (КА) показывает насколько уязвимой может быть работа такой группировки при отсутствии механизмов оптимизации распределения функций между оператором и программно-техническими средствами управления [2]. В качестве одного из решений проблемы обеспечения устойчивости навигационного обслуживания в данной работе предлагается использование технологий беспроводных сетей, позволяющих формировать взаимодействие и согласование командной работы операторов в управлении работой КА на фиксированных орбитах.

Механизмы адаптации параметров космического комплекса к воздействиям внешних факторов при стабилизации работы группировки космических аппаратов. Предлагаемый в данной работе подход ориентирован на сохранение человека в контуре управления. С этой целью космический комплекс представляется как СКФС. В данном случае управление стабилизацией орбиты группировки КА предлагается проводить с использованием интеллектуального блока (ИБ). В качестве функции этого блока рассматривается создание условий для обеспечения устойчивости штатного контура управления КА на орбите. Интеллектуальность этого блока должна проявляться в обеспечении соответствия характеристик группировки КА командам операторов при неизвестных воздействиях внешних факторов.

Будем полагать, что наиболее важными параметрами, характеризующими устойчивость работы группировки КА, являются качество и быстрота управленческих воздействий. Иными словами, проблема эффективности управления связана со скоростью нахождения и предоставления лицу, принимающему решения (ЛПР), необходимой информации.

В практических условиях для обеспечения эффективности управления требуется учитывать особенности и групповых, и индивидуальных решений; структуру важности задач управления; стрессовость ситуации, в которой принимается решение; возможности объективной оценки результатов принимаемых решений [3]. Новизна и принципиальное отличие введения модели СКФС от существующих встроенных систем заключается в том, что, обладая особенностями человеко-машинной системы, она интегрирует в себе кибернетическое начало, программные технологии, качественно новые исполнительные механизмы, способные воспринимать изменения внешних воздействий, самообучаться и адаптироваться к ним.

В построении механизмов управления группировкой КА, будем полагать, что известны ресурсные ограничения, а также поставлены задачи специалистам, обеспечивающим коррекцию орбиты каждого КА. В связи с многовариантностью таких решений задача обеспечения их устойчивости является принципиально некорректной. Поэтому для формирования алгоритма оптимизации работы группировки КА при действиях дестабилизирующих факторов и ограничениях на имеющиеся ресурсы, предлагается модель ее цифрового двойника:

$$K_{\Gamma} = \min_{(1-\alpha)} \max_{(1-\beta)} f(K_Q, K_S, K_R, (1-\alpha), (1-\beta), p_i),$$

где: K_{Γ} – коэффициент готовности использования группировки КА, определяемый комплексной оценкой ее надежности; K_Q – оценка надежности работы участников СКФС; K_S – характеристика организации работы участников СКФС; K_R – характеристика факторов, влияющих на устойчивость работы группировки КА; α , β – вероятности возникновения рисков события при использовании средств защиты в процессе управления или, соответственно, при отказе имеющихся средств защиты; p_i – вероятность сбоев и отказов системы защиты от дестабилизирующих факторов, характеризующая выбранную i -ю стратегию, при $i=1,2,\dots,I$. В предлагаемой модели K_Q , K_S , K_R рассматриваются как ограничения устойчивости ведения процесса управления.

В обобщенном виде данные для модели цифрового двойника формируются в виде блоков: множество Q , определяющее K_Q (в том числе: сводка оценок эксплуатантов КА); множество S , определяющее K_S , в том числе реестр КА, входящих в группировку; параметры динамики критической загрузки контролируемого пространства согласно временным интервалам работы КА; параметры планирования навигационной карты на произвольный интервал времени (например, сезон, месяц, декада, неделя, дата); множество R , определяющее K_R , в том числе: параметры внешних воздействий и условий согласно поступающим сводкам, характеристики системы макетирования нештатных ситуаций, нормы динамического переключения управляющих полномочий контроллинга для управления рисками столкновений.

В данном рассмотрении будем полагать, что эффективность управления, определяется множеством экономических, технологических, организационных, правовых факторов. Выделяя приоритеты их важности, руководство программой полета выбирает стратегию воздействия на работу группировки КА. Таким образом, предлагаемая модель позволяет выделить множество допустимых стратегий с помощью оператора $O_1: Z, R, Q, S \Rightarrow K_{\Gamma}$, где: Z – множество возможных стратегий управления. Характеристиками каждой стратегии $z_i \in Z$ являются оценки важности влияния соответствующего фактора на обеспечение надежности положения КА на орбите.

Алгоритм выбора стратегии, наиболее соответствующей требованиям к вероятности безотказной работы (ВБР) группировки КА (p_i), предлагается формировать с помощью оператора $O_2: Q, R, S, p_i, Z \Rightarrow Y$, где: Y – множество факторов, определяющих выбранную стратегию управления. В данной работе выражение оператора O_2 является имитационной моделью надежности СКФС, с вероятностью p_i , определяющей устойчивость работы группировки КА при стратегии $z_i \in Z$. Причем, на величину p_i влияют особенности человеческого фактора. Оценку эффективности управлений для стабилизации положения КА на орбите представим в виде отображения оператором $O_3: Q, R, S, p_i, Y \Rightarrow U$, где: U – множество стратегий, упорядоченное по степени предпочтения руководителя программы полета.

Предлагаемый нами механизм формирования решений в области надежности, эксплуатации, защиты от дестабилизирующих воздействий, связан с использованием интерактивной сетевой экспертизы с последующим «делегированием команд и полномочий» ИБ. Его работу предлагается базировать на построении распределенной многоуровневой нейронной сети, функциональные возможности которой определяют предпочтительность ее использования в параллельном контроле рисков функциональных сбоев отдельных аппаратных средств и технологий. К преимуще-

ствам указанного формата можно отнести ориентацию на режим интерактивной разработки, возможность компоновки из изолированных модулей поддержки принятия и исполнения решений, упрощение документального оформления проектных решений, закрепление персональных и групповых ролей, областей компетентности и ответственности участников СКФС.

Согласно задаче данной работы, сочетание использования средств, обеспечивающих решения операторов и программно-технических средств поддержки этих решений, предлагается формировать на основе гибридного интеллекта пространственной распределенной вычислительной системы, узлы которой обмениваются информацией посредством нейросети. Большинство таких узлов рассматриваются как тонкие клиенты и могут быть организованы на широком классе технических средств (мобильные и стационарные компьютеры, терминалы и т. д.).

Серверную часть предлагается выполнять на мультипроцессорных средствах, обладающих мощностью, достаточной для выполнения заданных алгоритмов. Практика показывает, что временная задержка при обмене информацией между автоматизированными рабочими местами специалистов не должна превышать 10 секунд [2].

Программную архитектуру такого модуля предлагается строить аналогично архитектуре горизонтально масштабируемых, распределенных систем с возможностью виртуализации их представления. При этом должны приниматься во внимание преимущества микросервисного подхода с логическим выделением различных функциональных частей в независимые сервисы.

Функционально ИБ должен включать в себя систему формирования решений (СФР) и систему формирования управлений (СФУ). Назначением СФР является анализ ситуаций и разработка пути обеспечения устойчивости орбиты КА, не предусмотренного в алгоритмах системы автоматического управления и в регламентах операторов. При таком подходе проблема устойчивости орбит группировки КА и их защиты от околосубъектовой среды попадает в класс так называемых «слабоструктурированных» сложных воздействий. В работе СФУ предполагается решение следующих задач: операторы космического комплекса осуществляют первичную идентификацию проблемы и формируют запрос для ЛПП или производят запрос по регламенту, в том числе для прогнозирования остаточного ресурса обеспечения устойчивости орбиты КА, операторы СФУ, обслуживают базы данных и знаний, средства обеспечения взаимодействия ЛПП.

Исходя из указанной цели, предлагается определять структуру базы данных и знаний, схемы информационных потоков, алгоритмы и требования к их реализации, включая быстродействие, надежность и др. В связи с тем, что эффективность коррекции управления зависит от глубины обработки информации нейронной сетью, определяется особенность идентификации реакций КА, которая заключается в необходимости обеспечения полноты учета факторов, влияющих на динамику функциональных характеристик КА на орбите.

Заключение. Предлагаемая имитационная модель может явиться действенным механизмом организации разработки космического комплекса, основанном на координации решений при совершенствовании связей между вычислительными, техническими и людскими ресурсами. Такой подход предполагает проведение контроллинга, использующего системы с базами знаний, структурированными по сферам применения. Интеллектуальность этих систем проявляется в том, что с их помощью возможно идентифицировать, интерпретировать и формировать адекватную реакцию на динамически развивающиеся влияния различных факторов, поддерживая работу группировки КА на орбите в заданном коридоре значений параметров. В дальнейшем, при создании «информационных пространств знаний» такие системы позволят минимизировать участие человека в принятии решений об обеспечении устойчивости группировки КА на орбите.

ЛИТЕРАТУРА

1. Юркевич Е.В., Кривопапов Д.М., Крюкова Л.Н. Алгоритмические особенности надежностного проектирования бортовых систем космических аппаратов // Южно-Сибирский научный вестник, 2019. № 2. С. 18-27.
2. Юркевич Е.В., Полетыкин А.Г., Промыслов В.Г., Степановская И.А., Крюкова Л.Н. Виртуализация инжиниринга процессов управления стойкостью космического аппарата к электрофизическим воздействиям. М.: ИПУ РАН, 2018. 168 с.
3. Иванилов Е.Л., Трахтенгерц Э.А., Юркевич Е.В. Методы анализа речевой информации как средства повышения эффективности и надежности систем поддержки принятия решений // Надежность. 2006. №2, С. 26-36.

E. V. Yurkevich, L. N. Kryukova (V.A. Trapeznikov Institute for Control Science of Russian Academy of Sciences, Moscow). **The low-orbit spacecraft grouping operation stability controlling model**

To ensure the stability of the spacecraft constellation operation, mechanisms for adapting of the stabilization control proposes of its orbit, are taking into the peculiarities account of the operator's work and on-board software and hardware. The paper shows the operator work coordination of the interaction processes characteristics intelligent control modules of low-orbit spacecraft. The features composition of space complex considered as a socio-cyberphysical system. The presented mechanism of preserves a person in the control loop of the spacecraft as part of the orbital grouping. The possibilities of digitalization shows the operation controlling stability in such circuit. Proposes of the digital twin model using shows the conceptual provisions of the orbit stabilization technology in the format of a trained neural network.

The proposed approach focuses on the operation of the space complex optimizing by introducing an intelligent unit into the control system with the standard signals adapting function to the characteristics of specific spacecraft. The novelty of the means to optimize the operation of control systems development lies in the integration of strategies for influencing of on-board equipment actuators and the human factor, which determines the ability to adapt to the influence of external factors in accordance with the characteristics of human-machine systems.

А.С. САМОХИН

(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)**ОБСУЖДЕНИЕ ТРАНСПОРТНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ
ДЛЯ КОЛОНИЗАЦИИ МАРСА**

В работе обсуждаются проблемы колонизации Марса и возможность их частичного решения – создания базы на Фобосе. Рассматриваются три различные схемы экспедиций к Марсу: с безвитковым уходом от Земли, с многовитковой раскруткой от Земли и с запуском многоразового тяжёлого межпланетного аппарата, постоянно курсирующего между Землёй и Марсом. Задачи космодинамики решались на основе построения лестницы задач. Экспедиция с безвитковым уходом от Земли исследовалась вначале на основе оптимизации комбинации задач Ламберта, затем были построены экстремали Понтрягина в задаче с ограниченной комбинированной тягой.

Введение. После значительного перерыва в 2010-х вновь возобновилась лунная гонка и разные страны планируют построить базы на Луне в обозримом будущем. Одной из амбициозных целей также является колонизация Марса. Основные положения «Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», утвержденных Президентом Российской Федерации 19 апреля 2013 г., предполагают осуществление пилотируемой миссии на Марс после 2030 года. Многие другие страны также планируют осуществление пилотируемых миссий к Марсу в ближайшие десятилетия.

Колонизация Марса на сегодня является непростой задачей, но, несомненно, важным шагом в освоении дальнего космоса. Она позволит человеку стать мультипланетным видом и пережить такие катастрофические события, как падение крупного метеорита или смертоносную эпидемию на одной из планет. Одной из проблем в данном вопросе является очень высокая дороговизна миссии по высадке человека на Марс с последующим возвращением на Землю. Также такая миссия сопряжена с высоким уровнем угроз жизни экипажа при посадке на планету и взлёта с неё.

Во время международного космического симпозиума в мае 1966 года, на котором присутствовали учёные-космонавты из США и Советского Союза, Siegfried Fred Singer впервые предложил [1], что пилотируемые посадки на марсианские спутники будут логическим шагом после посадки человека на Луну. После этого данная идея неоднократно обсуждалась и развивалась. Например, свою концепцию освоения спутников Марса – проект Red Rocks в 2011 году представила компания Lockheed Martin.

В 2020 г. на XLIV Королевских академических чтениях по космонавтике международная группа исследователей из МГТУ им. Н.Э. Баумана (А.Ю. Игрицкая, В.А. Игрицкий, В.И. Майорова, В.А. Павлюченко, А.В. Шаповалов, Г.Ю. Станишевский, А.М. Колчин, М.В. Лысенко, М.А. Айрапетян, А.Д. Бритов, М.Н. Ваюта, А.М. Закалужский, Н.С. Зобнин Э.О. Мухамедова, Г.А. Никитин, У.В. Скрипка, М.А. Денисов, А.Н. Филиппова, В.А. Михайлов, Я.В. Трояновский, С.В. Порсева, А.С. Карапетян, Е.А. Шикерина, Е.О. Жеребцова, А.Р. Гатаулина, Г.Р. Мясищева) и МАРХИ (Ф.А. Тепло), Россия; Университета Хьюстона (К.Л. Грэхэм), США; Вроцлавского технического университета (М. Dziewiecki), Польша; Университета Генуи (М.А. Содано, Х.Р. Касир Рикано, Г. Ревер), Италия; А. Pantazidis (Афинский аграрный университет), Греция, в серии работ предложила свою концепцию создания обитаемой базы на Фобосе [2].

Предлагаемый доклад посвящен описанию идеи создания базы на Фобосе, основное внимание уделено сравнению различных концепций построения транспортной инфраструктуры для перелётов Земля – Марс, траекторной части проекта и решению математических задач космодинамики по оптимизации перелётов к Фобосу.

Некоторые проблемы колонизации Марса. Основными проблемами перелёта к Марсу является очень высокая стоимость вывода на опорную орбиту искусственного спутника Земли

нескольких сотен тонн – массы корабля для пилотируемой межпланетной экспедиции. А также не решён вопрос с надёжной защитой космонавтов от радиации.

Но если даже предположить, что человек долетит до поверхности Марса, он столкнётся с крайне недружелюбными условиями на планете. Построение на Марсе обитаемой базы предполагает значительные затраты на создание условий для выживания космонавтов во враждебной среде. При этом значительная часть массы межпланетного космического аппарата, а значит, и стоимости всей миссии, будет затрачена на посадку на поверхность планеты. Более удачной идеей представляется начало колонизации Марса при помощи роботов.

Однако заранее на Земле спланировать подробный алгоритм для эффективной автономной работы робота на другой планете крайне тяжело, а ручное управление затрудняется тем, что радиосигнал до Марса и обратно может идти более 40 минут в зависимости от положения планет, что делает такой вариант освоения планеты неприемлемо медленным и в целом невозможным на сегодня.

Создание же обитаемой базы на Фобосе позволит решить обе проблемы и начать колонизацию Марса при помощи роботов. Такой подход позволит пополнять ресурсы базы, находящейся вблизи Марса, не тратя огромные запасы топлива при посадке на планету, и доставлять людей к Марсу с меньшим риском, значительно повышая безопасность для космонавтов. Управление роботами с Фобоса может осуществляться намного комфортнее, чем с Земли, сигнал с такой базы будет достигать поверхности Фобоса за доли секунды.

Наконец, сегодня возврат человека с поверхности Марса на Землю практически невозможен ввиду огромной стоимости, полёт лишь в один конец оценивается в 10 млрд. долларов США, а возврат на Землю может обойтись в 1 трлн. долларов США. Возврат космонавтов с Фобоса значительно проще реализовать, и человечество подбирается к техническим возможностям осуществимости такой миссии в ближайшие годы.

Транспортная инфраструктура. В работе обсуждаются три различные схемы регулярной доставки полезной нагрузки к Марсу.

Первая схема. Первый вариант предполагает серию «одноразовых миссий», аналогичных проекту «Фобос-Грунт» [3]. Такие миссии характеризуются тем, что перелёт к Марсу занимает относительно малое время за счёт того, что разгон для перехода на траекторию перелёта к Марсу от Земли осуществляется двигателями большой тяги. А также тем, что практически вся полезная нагрузка, выведенная на опорную орбиту искусственного спутника Земли, тратится за одну миссию, межпланетный корабль не используется повторно. Данная схема позволяет быстро доставлять грузы к Марсу.

Вторая схема. Большая часть массы космического аппарата в первой схеме тратится при быстром разгоне около Земли двигателями большой тяги. Следующая идея предполагает сократить эти затраты за счёт долгой раскрутки у Земли двигателями малой тяги. При этом такая раскрутка может занять несколько месяцев и, вероятно, крайне негативно скажется на космонавтах, учитывая многократный пролёт через радиационные пояса Земли. Поэтому космонавтов предполагается доставлять к большому межпланетному кораблю уже после его раскрутки на быстром малом аппарате. Основным недостатком по-прежнему заключается в расходовании за миссию почти всей полезной массы, выведенной на орбиту искусственного спутника Земли.

Третья схема. Наконец, последний, рассматриваемый в работе вариант транспортной инфраструктуры предполагает запуск большого тяжёлого межпланетного аппарата, который бы постоянно курсировал между Землёй и Марсом, осуществляя повороты около планет преимущественно за счёт пертурбационных манёвров с минимальными затратами топлива на коррекцию траектории. Данный корабль мог бы обеспечивать космонавтам защиту от радиации на перелётах к Марсу и обратно. Выведенный один раз на такую траекторию, корабль мог бы курсировать долгие годы и принять участие во многих экспедициях на Марс. Для регулярного сообщения между Землёй и Марсом понадобится несколько таких кораблей. Пилотируемым аппаратам придётся стыковаться с пролетающим на гиперболической скорости тяжёлом межпланетным аппаратом около Земли и Марса.

Используемые методы и результаты. Первая схема исследовалась на основе строгих математических принципов с использованием разработанной методики построения лестницы за-

дач. Сначала проводилась глобальная оптимизация в упрощённой модели с аппроксимацией всей экспедиции серией задач Ламберта [4], с учётом эфемерид. Затем постепенно постановки усложнялись и в итоге были построены экстремали Понтрягина в задаче управления космическим аппаратом комбинацией двигателей большой и малой тяги в постановке с ограниченной тягой [5]. При перелёте к Фобосу без посадки на Марс к Земле возвращается порядка 1-2% от массы аппарата на опорной орбите искусственного спутника Земли. Данные результаты сравниваются с более выгодной по затратам массы, но более долгой второй схемой [6]. Третья схема была предложена Баззом Олдрином в 1985 и соответствующая траектория – циклер Олдрина была найдена Jet Propulsion Laboratory NASA в том же году. Затем в 2004 году было открыто множество подобных циклеров [7]. В настоящей работе они исследовались на основе решения задач Ламберта в упрощённой постановке. Отдельно рассматривалась задача стыковки с тяжёлым межпланетным аппаратом, движущимся по циклеру, пилотируемого аппарата меньшего размера, стартующего с орбиты искусственного спутника Земли, везущего космонавтов и полезные грузы.

Заключение. По необходимым затратам намного выгоднее начать колонизацию Марса с освоения его спутников. В работе обсуждались три различные схемы экспедиций. В случае реализации любой из них сегодня цена организации миссии к Марсу будет очень высокой. Первая схема представляется самой простой в реализации, при этом по ней можно относительно быстро доставлять грузы к Марсу, а также можно отработать технологии осуществления пилотируемых экспедиций в далёкий космос. Вторая схема, предполагающая многомесячную раскрутку у Земли, сложнее в реализации, но представляется экономически существенно более целесообразной в случае осуществления пилотируемых миссии. Третья схема представляется наилучшей для колонизации, так как позволяет обеспечить космонавтам надёжную защиту от радиации и комфортные условия пребывания на многоразовом тяжёлом корабле, однако запуск серии таких аппаратов для регулярного сообщения между Землёй и Марсом возможен лишь в далёкой перспективе в виду высокой стоимости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Singer F.S.** The Ph-D proposal: manned mission to Phobos and Deimos. The Case for Mars. 1984. AAS. Vol. 57. Science and Technology Series. p. 39.
2. XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 28–31 января 2020): сборник тезисов: в 2 т. / РАН, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, ФГБОУ высшего образования «МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ)». М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. Т. 1. 790 с.
3. Фобос–Грунт. Проект космической экспедиции. В 2 т. Т. 1, 2. Москва. ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2011. 519 с.
4. **Самохин А.С.** Оптимизация экспедиции к Фобосу при управлении импульсами с использованием решения задач Ламберта и учетом притяжения Земли и Марса. Вестник Московского университета. Серия 1: Математика. Механика. 2014. № 2. С. 62-66.
5. **Заплетин М.П., Григорьев И.С., Самохин А.С., Самохина М.А.** Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле. Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 7. 24 с. doi:10.18698/2308-6033-2017-7.
6. **Константинов М.С., Лёб Х., Петухов В.Г., Попов Г.А.** Проектно-баллистический анализ пилотируемой марсианской миссии с ядерной электроракетной двигательной установкой. Труды МАИ. 2011. № 42. 21 с.
7. **Russell R.P., Ocampo C.A.** Systematic Method for Constructing Earth-Mars Cyclers Using Free-Return Trajectories. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2004. 27(3). 321–335. doi:10.2514/1.1011.

A.S. Samokhin (ICS RAS, Moscow). **Discussion of transport infrastructure for Mars colonization**

The paper discusses the problems of Mars colonization and the possibility of their partial solution – the creation of a base on Phobos. Three different schemes of expeditions to Mars are considered: with a no-turn departure from the Earth, with a multi-turn spin from the Earth and with the launch of a reusable heavy interplanetary vehicle, constantly cruising between the Earth and Mars. The problems of cosmodynamics were solved on the basis of building a ladder of problems. An expedition with a no-turn escape from the Earth was at first investigated on the basis of a combination of Lambert problems optimization, then Pontryagin extremes were constructed in the model with limited combined thrust.

В.М. ГЛУМОВ, А.С. ЕРМИЛОВ
(Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

ДЕМПФИРОВАНИЕ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ ПРИ СБОРКЕ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА

Предлагается решение проблемы гашения упругих колебаний, возникающих при транспортировке космическим роботом упругого груза для установки его на собираемую космическую конструкцию, и упругих колебаний элементов конструкции. Решение основано на анализе характеристик упругих колебаний, что позволяет определить оптимальную точку удерживания груза манипулятором, оценить динамическое состояние конструкции, оценить доминирующую колебательную компоненту ее механической структуры и параметры упругих колебаний. Получаемая информация используется для коррекции алгоритмов угловой стабилизации объектов.

Введение. Одно из перспективных направлений в космической технологии является сборка космических орбитальных станций и космических комплексов различного назначения непосредственно в космическом пространстве. Практически единственным способом поэлементной сборки таких космических конструкций (КК) в космосе является использование свободно летающих космических манипуляционных роботов (СКМР) [1, 2]. Подробный анализ проблем управления при сборке КК на орбите с использованием СКМР проведен в [3]. К числу основных проблем следует отнести проблему демпфирования упругих колебаний в механических структурах космических роботов и КК. В настоящее время уделяется внимание к исследованию проблемы возмущений вектора координат, которые соответствуют упругим компонентам КК, которые вызываются работой исполнительных органов системы ориентации и ударными воздействиями присоединяемых с помощью СКМР строительных элементов [4, 5]. Проблема демпфирования возникает в механической системе СКМР при транспортировке упругого груза. Решение указанных проблем предлагается на основе использования общего подхода к демпфированию упругих колебаний в механических системах СКМР и КК.

Предлагаемый доклад посвящен разработке методов и алгоритмов демпфирования низкочастотных упругих колебаний указанных космических объектов.

Варианты решения задачи демпфирования упругих колебаний СКМР и КК. При транспортировке СКМР груза от носителя к собираемой КК манипулятор находится в неподвижном состоянии. В этом случае робот с жестким грузом следует рассматривать как обычный космический аппарат. При наличии упругого груза возникает проблема демпфирования упругих колебаний, которую предлагается решать путем определения точки удерживания груза схватом манипулятора, обеспечивающей оптимальное демпфирование.

Определение оптимальной точки удержания груза манипулятором СКМР. СКМР с грузом представляет собой механическую систему в виде связки несущего тела (корпус), шарнирно присоединенного к нему трехзвенного манипулятора и удерживаемого схватом манипулятора пассивного груза. Предполагается, что после захвата груза конфигурация связки приведена к оптимальной [6], совершен маневр начальной ориентации и реализуется движение по траектории к цели с удержанием осей несущего тела СКМР в требуемом угловом положении. При решении задачи формирования устойчивого и надежного функционирования системы ориентации СКМР часто используются нелинейные алгоритмы управления [5]. При этом общей формой движения СКМР является предельный цикл, характеристики которого должны соответствовать требуемым показателям качества управления.

Нежесткость переносимого груза в процессе активного управления связкой может не только ухудшить требуемые показатели качества управления, но и привести к неустойчивости вида неконтролируемого нарастания амплитуды упругих колебаний до критического значения. Чтобы избежать этого, в работе предлагаются относительно простые алгоритмы стабилизации, основанные на предотвращении резонансной раскачки упругого груза путем удаления собствен-

ных частот связки от частот управления за счет адаптивного управления положением координат точки захвата груза манипулятором. Концепция решения состоит в разведении близко расположенных упругих мод связки и возмущений от управляющего воздействия, представленного рядом Фурье.

Однако предлагаемый метод неприемлем в случае априорной неопределенности механических характеристик переносимого груза. Для разведения близко расположенных мод в этом случае можно применить управляемое воздействие на собственные частоты гибкой связки путем изменения координаты скользящей точки удержания упругого груза схватом. При этом расстояние от точки удержания до соответствующих границ упругой части груза плавно меняется, что ведет к непрерывному изменению собственных частот связки.

Выполнение одного только необходимого условия отсутствия резонансов не является достаточным для окончательного решения задачи стабилизации осей гибкой связки. Предлагается алгоритм выбора оптимального положения точки удержания, при котором максимальная амплитуда биений, порождаемых воздействием управления на транспортируемый упругий груз, является наименьшей из всех возможных. Найденное значение положения точки удержания задает оптимальную настройку конфигурации манипуляторов СКМР при транспортировке груза с точно известными параметрами.

При отсутствии или плохой определенности характеристик транспортируемого груза, а также при вариациях координаты точки удержания груза, параметры модели гибкой связки являются либо переменными, либо плохо заданными. Тогда определение оптимального положения точки удержания груза становится невозможным. В данном случае систему управления СКМР предлагается дополнить контуром активного подавления упругих колебаний.

Прогнозирование динамики состояния КК. В качестве объекта исследования, для большей конкретности, принята КК зонтичного типа, которая в процессе ее сборки является динамической системой с изменяющимся числом степеней свободы, имеющей свойства упругой многочастотной колебательной системы. В качестве исполнительных органов системы стабилизации КК рассматриваются двухстепенные силовые гироскопические стабилизаторы (гиродины). Управляющее напряжение на входе моментного привода гиродина формируется ПД-алгоритмом управления, который принято называть базовым алгоритмом [7]. Базовый алгоритм обеспечивает не только устойчивость и качество управления, но и стабилизацию высокочастотной группы колебаний конструкции. В процессе сборки КК при увеличении количества упругих элементов возникают низкочастотные колебания, близкие по значениям к частотам управления [8]. Известные в настоящее время, даже достаточно сложные алгоритмы базового управления, не могут обеспечить демпфирование всех тонов упругих колебаний конструкции при постоянных коэффициентах этих алгоритмов. Кроме того, существенные осложнения в разрешении проблемы вносят ограниченность информации о состоянии рассматриваемого типа КК, связанная с отсутствием датчиков колебаний конструкции, а также плохая определенность математической модели упругой механической структуры КК. Поэтому одним из основных вопросов управления такими динамическими объектами является оценка их состояния и прогнозирование ситуации, предшествующей возникновению аварийной ситуации.

В настоящей работе решается задача синтеза подсистемы параметрической коррекции базового алгоритма, обеспечивающей в процессе сборки последовательную стабилизацию упругих тонов конструкции без дополнительных затрат энергии на управление. Решение задачи основано на формировании математической модели объекта управления, удобной для выявления особенностей влияния базового управления на упругие колебания конструкции при изменении параметра алгоритма базового управления. При этом предполагается оценивать динамическое состояние КК путем наблюдения многочастотной колебательной составляющей углового движения и выделения из нее колебательной компоненты с амплитудой, превышающей амплитуды других компонент. Такую компоненту предложено называть доминирующей.

Предлагаемый способ прогнозирования нарастания амплитуд упругих колебаний КК не требует использования датчиков деформаций. Оценивание динамического состояния механической системы КК на этапе сборки путем наблюдения за изменением амплитуды доминирующей колебательной компоненты позволяет провести коррекцию параметров базового алгоритма управления. Такая коррекция позволяет решать задачу демпфирования упругих колебаний конструкции без изменения структуры базового алгоритма. Следует отметить, что предлагаемое

определение доминирующей колебательной компоненты основывается на предварительном анализе динамических свойств механической системы КК.

Оценивание колебательных компонент КК с помощью фильтра Калмана. В случае отсутствия информации о характеристиках упругих элементов конструкции целесообразно решать задачу демпфирования колебаний с использованием оценок параметров колебательных компонент, которые могут быть получены с помощью фильтра Калмана [5]. Решение задачи получения оценок требует создания таких математических моделей углового движения КК, в которых координаты и параметры упругих колебаний были бы измеряемыми.

Разработана математическая модель, позволяющая оценить координаты углового движения КК и упругих колебаний конструкции, их параметров а также активно компенсировать влияние упругих колебаний на угловую ориентацию КК. Полная математическая модель пространственного углового движения механической системы рассматриваемого типа конструкции подробно представлена в [9]. Если учитывать только взаимные гироскопические связи, то на этапе сборки в режиме точной стабилизации вместо полной математической модели предлагается использовать систему уравнений, которую можно декомпозировать на три подсистемы, соответствующие изолированным каналам угловой стабилизации.

В настоящей работе используется модифицированный вариант предложенного в [10] алгоритма на основе фильтра Калмана. Синтез алгоритма совместного оценивания координат углового движения и координат колебаний (тонов) упругих элементов конструкции проводится на примере изолированного канала. В уравнениях математической модели канала учитывается собственное демпфирование упругих элементов. Угловое движение корпуса КК представлено в виде суммы угла поворота корпуса, вызванного вращением конструкции как жёсткого объекта, и угла поворота, определяющего дополнительные изменения «жёсткой» координаты, вызванные воздействием колебаний упругих элементов. При использовании уравнений колебаний упругих элементов дополнительный угол поворота удастся выразить через координаты колебаний упругих элементов с соответствующими коэффициентами

Полученная математическая модель позволяет применять алгоритмы фильтрации для совместного оценивания координат углового движения рассматриваемой механической системы КК с гироскопами, не измеряемых координат тонов упругих колебаний, а также идентификации параметров упругих колебаний в реальном времени. С этой целью предлагается использовать нелинейный расширенный фильтр Калмана.

Для синтеза алгоритма оценивания и идентификации полученные уравнения математической модели записываются в форме Коши, в которой вектор состояния содержит угловые координаты корпуса КК, гироскопов и векторы координат тонов упругих колебаний и их параметров. В уравнениях учтены шумы объекта, а параметры тонов приняты постоянными на этапе сборки. Уравнения измерений формируются в предположении, что на борту КК измеряются только координаты и их производные корпуса и гироскопов с учетом шумов изменений. Шумы объекта и измерителей предполагаются случайными гауссовскими белыми шумами с нулевыми математическими ожиданиями. В начальный момент времени векторы состояния и шумов приняты независимыми между собой. В этом случае, задача синтеза алгоритма оценивания координат вектора состояния с использованием получаемых измерений сводится к частному случаю непрерывного нелинейного расширенного фильтра Калмана [Ерм].

Проведена коррекция базового алгоритма, которая заключается в организации подсистемы дополнительной гиросиловой стабилизации низкочастотных упругих колебаний конструкции, использующей полученные оценки соответствующих упругих координат. Дополнительная подсистема подключается после окончания маневра переориентации и установки элемента конструкции на этапе сборки.

Результаты математического моделирования подтвердили, что скорректированные алгоритмы управления угловым движением КК, использующие получаемые в реальном времени оценки углов, координат и параметров тонов упругих колебаний, с активной компенсацией влияния упругих элементов конструкции значительно сокращает время затухания упругих колебаний на всех этапах сборки.

Заключение. Предлагаемые в докладе методы и алгоритмы позволяют эффективно решать задачи демпфирования низкочастотных упругих колебаний в космических механических си-

стемах при неполной информации о характеристиках конструктивных элементов конструкций и переносимых СКМР грузов.

Предметом дальнейших исследований может быть более широкое использование адаптивных алгоритмов при формировании дополнительных контуров демпфирования колебаний. При получении оценок с помощью фильтра Калмана целесообразно учитывать погрешности измерительных устройств.

Работа проводилась при частичной поддержке гранта РФФИ 20-08-00073

ЛИТЕРАТУРА

1. **Paradopoulos E., Aghili F., Ma O. and Lampariello R.** Manipulation and capture in space: a survey. *Front. Robot. AI*. 2021. № 8. P. 1-36.
2. Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники: монография / **С.Н. Васильев и др.**; под ред. акад. РАН С.Н. Васильева. – М.: Машиностроение. 2015. 519 с.
3. **Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Суханов В.М.** Некоторые проблемы управления при роботизированной сборке больших космических конструкций на орбите. *Автоматика и телемеханика*. № 8. 2006. С. 89-116.
4. **Тимаков С.Н., Жирнов А.В.** Алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции Международной космической станции. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение»*. 2014. № 3 (96). С. 37-53.
5. **Глумов В.М., Ермилов А.С.** Нелинейные алгоритмы угловой стабилизации собираемой на орбите большой космической конструкции. *Труды 14-й Международной конференция «Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2021, Москва)*. – М.: ИПУ РАН, 2021. С. 1118-1126.
6. **Богомолов В.П., Рутковский В.Ю., Суханов В.М.** Проектирование оптимальной механической структуры свободнолетающего космического робототехнического модуля как объекта автоматического управления I, II. *Автоматика и телемеханика*. № 5, № 6. 1998. С. 27-40. С. 75-88.
7. **Глумов В.М., Крутова И.Н., Суханов В.М.** Особенности гиросиловой стабилизации собираемой на орбите большой космической конструкции. *Проблемы управления*. № 1. 2016. С. 82-89.
8. **Глумов В.М., Ермилов А.С.** Сборка и управление крупномасштабной космической конструкцией на орбите. *Труды 12-й Международной конференция «Управление развитием крупномасштабных систем (MLSD'2019, Москва)*. – М.: ИПУ РАН, 2019. С. 722-731.
9. **Сомов Е.И.** Динамика многократной цифровой системы пространственной гиросиловой стабилизации упругого космического аппарата. *Динамика и управление космическими объектами*. – Новосибирск: Наука, Сиб. отделение, 1992. С. 46—76.
10. **Ермилов А.С., Ермилова Т.В.** Оценивание ненаблюдаемых координат упругих колебаний больших космических конструкций с гиросиловым приводом. *Автоматика и телемеханика*. № 9. 2013. С. 143-156.

V.M. Glumov, A.S. Ermilov (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS). **Damping of elastic vibrations during assembly space structures using space robot**

A solution is proposed to the problem of damping elastic vibrations that occur during the transportation of elastic cargo by a space robot to install it on an assembled space structure, and elastic vibrations of structural elements. The solution is based on the analysis of the characteristics of elastic vibrations, which makes it possible to determine the optimal point of holding the load by the manipulator, to assess the dynamic state of the structure, to evaluate the dominant oscillatory component of its mechanical structure and the parameters of elastic vibrations. The information obtained is used to correct algorithms for angular stabilization of objects

А. В. РОЖНОВ

(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

НЕКОТОРЫЕ ТЕНДЕНЦИИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КИБЕРНЕТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (ЗАРУБЕЖНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И МНЕНИЯ)

Развитию кибернетических возможностей космических систем в настоящее время уделяется всё больше внимания в зарубежных источниках. Становление общей «контрпространственной» среды имеет существенное значение для дальнейшего совершенствования таковой при обосновании особенностей эксплуатации аэрокосмической инфраструктуры в современных условиях. Предлагаются к обсуждению некоторые тенденции развития и соответствующие категории для совершенствования искомым возможностям, сопоставляемые согласно отдельных мнений в зарубежных материалах из общедоступных источников.

Ключевые слова: космические системы, кибернетические возможности, аэрокосмическая инфраструктура, общая «контрпространственная» среда.

Введение. Развитию кибернетических возможностей космических систем в настоящее время в зарубежных источниках уделяется всё более пристальное внимание. По мнению иностранных специалистов становление новой проблематики общей «контрпространственной» среды имеет существенное значение для дальнейшего совершенствования таковой при обосновании особенностей эксплуатации аэрокосмической инфраструктуры в современных условиях [1].

Многие государства с большой вероятностью обладают кибернетическими возможностями, которые могут быть также использованы и против космических систем, однако фактические свидетельства подобных кибератак в общественном достоянии, как правило, ограничены. К примеру, США, Китай, Иран, Северная Корея и иные государства уже продемонстрировали готовность и способности к участию в гипотетических наступательных кибератаках против некосмических целей [1]. В то же время, эксперты полагают, что всё большая численность негосударственных субъектов может изучать коммерческие спутниковые системы в поисках киберуязвимостей, во многом схожих с уязвимостями, свойственными другим сопоставимым (некосмическим) системам. Это может отчасти свидетельствовать о том [1, 2], что целый ряд разработчиков и производителей космических систем, возможно, ещё не достигли искомого и потенциально достижимого уровня киберзащиты, как в других высокотехнологичных секторах. На сегодняшний день уже известно о нескольких обнаруженных кибератаках, нацеленных непосредственно на космические системы и всесторонне освещаемых в зарубежной печати [1].

Целевой установкой работы являются поисковые исследования проблемы становления общей «контрпространственной» среды – поиск новейших подходов к её решению в интересах определения направлений дальнейшего совершенствования передовых космических систем.

В докладе предлагаются к обсуждению некоторые тенденции развития и категории при совершенствовании искомым возможностям формирующейся проблематики, сопоставляемые согласно отдельных мнений в зарубежных материалах из общедоступных источников.

Оригинальным акцентом может быть изучение частных ретроспективных примеров [3, 4].

Общие вопросы и исходные условия развития кибернетических возможностей космических систем и аэрокосмической инфраструктуры. Итак, в числе прочих вопросов выделим пять существенных проблем, которые, на основе обширной работы по аудиту – по мнению *Пола Мартина* [2], представляют собой наиболее серьёзные проблемы НАСА в общепризнанно сложной задаче защиты информации и систем агентства от непреднамеренной потери или неправомерного доступа к аэрокосмической инфраструктуре. Данные проблемы заключаются в следующем: недостаточная осведомлённость о состоянии ИТ-безопасности в масштабах всего агентства, недостатки в реализации непрерывного мониторинга ИТ-безопасности, недостаточная производительность при шифровании для портативных компьютеров НАСА и других мобильных устройств, способность противостоять сложным кибератакам, а также характерные особенности использования облачных вычислений.

Как указывается в первоисточнике [2], портфель ИТ-активов НАСА [*на момент аудита*] включает более пятисот информационных систем, которые используются при управлении космическими аппаратами, сборе и обработке научных данных и обеспечивают взаимодействие персонала НАСА с коллегами по всему миру. Сотни тысяч людей, включая персонал НАСА, подрядчиков, учёных и представителей общественности, ежедневно используют данные ИТ-системы, и НАСА зависимо от этих систем в выполнении большинства своих операций. НАСА ежегодно тратит более полутора миллиарда долларов США на свою деятельность, связанную с ИТ, в том числе более пятидесяти миллионов долларов на ИТ-безопасность. Однако, поскольку ИТ-сети для многих программ и проектов НАСА зачастую связаны с финансированием миссий, такие значения могут не полностью отражать полную стоимость инвестиций НАСА в ИТ [2].

Несомненно, из-за статуса НАСА как «богатой мишенью» среды для кибератак выделяется значительный объём ресурсов на надзор за усилиями НАСА по защите своих ИТ-систем [2]: так, только за пять лет был выпущено более двадцати аудиторских отчётов, содержащих множественные рекомендации, связанных с совершенствованием ИТ; кроме того, специалисты провели расследования взломов сетей НАСА, которые привели к задержанию иностранных граждан из Великобритании, Италии, Китая, Нигерии, Португалии, Румынии, Турции, Эстонии.

В частности, только в 2010 и 2011 годах НАСА сообщило о 5408 инцидентах компьютерной безопасности, которые привели к внедрению вредоносного программного обеспечения или несанкционированному доступу к его системам. Эти инциденты охватывали широкий спектр: от отдельных лиц, пробующих свои навыки взлома систем НАСА, до хорошо организованных коалиций, занимающихся взломом с целью получения прибыли, и до вторжений, которые, быть может, спонсировались иностранными службами [1, 2, 5, 6]. Некоторые из таких вторжений затронули тысячи компьютеров НАСА, вызвали значительные сбои в работе миссии и привели к потере контролируемых экспортом и других конфиденциальных данных, что, по некоторым оценкам, обошлось НАСА более чем в 7 миллионов долларов США. Однако НАСА, регулярно проводя расследования случаев вторжения в свои сети [1, 2], также может искажать восприятие относительной частоты значимых вторжений в НАСА в сравнении с прочими агентствами.

В некоторых системах НАСА содержится конфиденциальная информация, которая в случае потери может негативно сказаться на национальной безопасности, привести к значительным финансовым потерям, существенно ослабить конкурентный технологический потенциал [2]: квалифицированные кибератаки могут нанести большой ущерб ключевым операциям НАСА, поскольку ИТ-сети играют центральную роль во всех аспектах деятельности НАСА; НАСА регулярно подвергается кибератакам как из-за большого размера своих сетей, так и потому, что эти сети содержат технические данные или компрометируемы для продолжения в других действиях; более того, обмен научной информацией в НАСА создаёт уникальные проблемы в области ИТ-безопасности, а связи агентства с внешними организациями, в первую очередь с неправительственными организациями, такими как учебные заведения и исследовательские центры, представляются более солидной целью киберпреступности, чем другие учреждения.

К примеру, за прошедшее десятилетие известен ряд публичных примеров предполагаемых случаев атак на спутниковые каналы связи. Так, в частности, в 2007 году сообщалось [5], что злоумышленники получили несанкционированный доступ к наземным узлам связи и получили контроль над возможностями вещания американского коммерческого спутника. С 2007 по 2009 год имели место множественные инциденты с атаками на каналы связи спутников НАСА (спутники дистанционного зондирования Landsat 7, Terra EOS AM-1 и др.), которые подробно описаны в отчёте Американско-Китайской комиссии по обзору экономики и безопасности [6]. Причём в некоторых случаях злоумышленники выполнили "все шаги, необходимые для отправки команд, но не сделали этого", однако, как заявили зарубежные специалисты, в то время не было весомых доказательств, позволяющих достоверно приписать эти атаки [7].

Оригинальным моментом предшествовавших проектов комплексной работы также является рассмотрение ретроспективных примеров исследования сопутствующих частных задач [8–12].

Заключение. Итак, по мнению зарубежных специалистов, кибервозможности обладают большой полезностью как при ситуационной замене, так и в качестве дополнения к обычным противокосмическим средствам [1]: Непосредственного внимания заслуживают как некоторые преимущества, так и недостатки. В первую очередь, преимуществами являются гибкость и ха-

рактические производимых эффектов. Существующие возможности кибер- и радиоэлектронного противодействия могут привести к целому ряду последствий, включая несанкционированный доступ, изменение или отказ в предоставлении информации, а также даже ряд возможностей контроля над спутниками или их уничтожения, их компонентов или вспомогательной инфраструктуры. Это позволяет более точно адаптировать тип и уровень воздействия согласно полагаемой цели в т.н. противокосмическом пространстве, в сравнении с остальным неинтеллектуальным инструментом применения кинетических противоспутниковых средств. И никакие другие способности по сути не смогут играть подобную роль в добыче данных или манипулировании ими, хотя в тоже время как и способности надёжно получать кинетические результаты полагаемой обстоятельности и постоянства также имеют очевидный интерес [1, 2]. При этом наблюдается вполне отчётливая тенденция к снижению барьеров доступа, а широко распространённые уязвимости в сочетании с зависимостью от относительно незащищённых коммерческих космических систем формируют потенциал и для негосударственных субъектов при подготовке и проведении отдельных «контрпространственных киберопераций» без участия национальных государств [1]. Однако, хотя такие угрозы заслуживают пристального внимания и будут только усиливаться в будущем, в настоящее время ещё сохраняется различие между реализуемыми возможностями кибератак ведущих государств и иных субъектов [1, 2, 8, 12].

Сопутствующие исследования выполнены при частичной поддержке РФФИ, проект 19-29-09030_мк «Разработка и исследование алгоритмов выделения и распознавания объектов в видеопоследовательностях на базе специализированных мобильных устройств»

ЛИТЕРАТУРА

1. Brian Weeden, Victoria Samson (eds). “Global counterspace Capabilities. An Open Source Assessment”. *SWF*. 04/2022 [See also, “Secure World Foundation Releases 2022 Global Counterspace Capabilities: An Open Source Assessment, April 4, 2022,” <https://newspaceglobal.com/secure-world-foundation-releases-2022-global-counterspace-capabilities-an-open-source-assessment/>].
2. Paul K. Martin. NASA Cybersecurity: An Examination of the Agency’s Information Security. *Testimony before the Subcommittee on Investigations and Oversight, House Committee on Science, Space, and Technology*. U.S. House of Representatives. February 29, 2012.
3. S. Skorobogatov, C. Woods. Breakthrough Silicon Scanning Discovers Backdoor in Military Chip. (In: E. Prouff, P. Schaumont (eds). *Cryptographic Hardware and Embedded Systems – CHES 2012. Lecture Notes in Computer Science*. Vol 7428. Springer, Berlin, Heidelberg. 2012. [https://doi.org/10.1007/978-3-642-33027-8_2].
4. Y. Tang, S. Li, F. Zhang, L. Fang. Thermal maps based HT detection using spatial projection transformation. *IET Inf. Secur.* 12, 2018. P. 356-361.
5. Jill Stuart. Comment: Satellite Industry Must Invest in Cyber Security. *The Financial Times*. April 10, 2015.
6. Report to Congress of the U.S.-China Economic and Security Review Commission. *U.S. Economic and Security Review Commission*. November 2011. P. 216.
7. Jim Wolf. China Key Suspect in U.S. Satellite Hacks; Commission. *Reuters*. October 28, 2011.
8. Будко П.А., Гойденко В.К., Рожнов А.В., Винограденко А.М. The Integrated Statistical Control Method of Technical Condition of Radio-Electronic Equipment for Prototyping of Robotic Systems. *EPJ Web of Conferences*. Moscow, Russia: EDP Sciences – France, 2021. Vol. 248. P. 02004 (1–4).
9. Гончаренко В.И., Рожнов А.В., Лобанов И.А. и др. Исследование проблемных вопросов развития автономных гетерогенных робототехнических комплексов и подготовки кадров наукоёмких специальностей аэрокосмической отрасли // Труды ФГУП «НПЦАП». *Системы и приборы управления*. 2018. № 1 (43). С. 70–76.
10. Лычёв А.В., Рожнов А.В. Управление разработками и оценка эффективности производства изделий аэрокосмической отрасли на основе модели FDH // *Решетнёвские чтения*. 2017. № 21-2. С. 447–449.
11. Рожнов А.В. О становлении проблематики самообороны в космосе при отборе ситуационных сценариев в условиях их существенной целевой рассогласованности / ПУБСС’2019. М.: ИПУ РАН, 2019. С. 228–231.
12. Рожнов А.В. Оценивание критичности условий возникновения существенной целевой рассогласованности ситуаций в космическом пространстве, приводящих к гипотетическому провоцированию конфликтов / ПУБСС’2019. М.: ИПУ РАН, 2019. С. 310–315.

A. V. Rozhnov (ICS RAS, Moscow). **Some trends in improving the cybernetic capabilities of space systems**

The development of cybernetic capabilities of space systems is currently receiving more and more attention. The formation of a common “counter-spatial” environment is essential for further improvement of such when substantiating the features of the operation of aerospace infrastructure in modern conditions. The report suggests for discussion some development trends and relevant categories for improving the desired opportunities, compared according to individual opinions in foreign materials from publicly available sources.

Н. Ю. КОЗЛОВА, А. В. ФОМИЧЕВ
(МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва)

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СЕРВИСНОГО СПУТНИКА

В работе исследуется система управления сервисным спутником при сближении с некооперируемым космическим аппаратом, находящимся в состоянии неконтролируемого движения. В работе предложены алгоритмы наведения и управления движением сервисным спутником при сближении с некооперируемым космическим аппаратом. Также предложена математическая модель двигательной установки, разработана модель в среде Matlab/Simulink и осуществлено моделирование.

Введение. Объектом исследования в данной работе является сервисный спутник, в задачи которого могут входить обследование обслуживаемого космического аппарата, ремонт или замена вышедших из строя блоков, дозаправка и буксировка целевого аппарата.

Основными этапами любой миссии орбитального обслуживания являются этапы дальнего наведения, ближней навигации, стабилизации сервисного спутника, захвата и стабилизации связки сервисного и обслуживаемого спутника, выполнения сервисных работ, отделения сервисного спутника от обслуживаемого или их дальнейшее совместное движение [1].

Сервисный спутник состоит из базы и установленных на ней одного или нескольких манипуляторов. Сервисный спутник является свободнолетающим космическим аппаратом, то есть имеет активное управление положением и ориентацией базы спутника. Обслуживаемый спутник в общем случае является некооперируемым, то есть он не был изначально предназначен для обслуживания, а также может находиться в состоянии неконтролируемого движения.

Данная работа посвящена разработке стратегии и алгоритмов управления на этапе дальнего наведения сервисного спутника на целевой.

Система управления сервисным спутником представлена в виде иерархической двухуровневой системы «наведение-стабилизация» [2].

В работе рассматривается движение обслуживаемого космического аппарата с постоянной скоростью вдоль известной траектории. Разработаны математические модели углового и поступательного движения сервисного спутника при сближении с обслуживаемым космическим аппаратом, разработаны алгоритмы управления при сближении сервисного спутника с некооперируемым космическим аппаратом. Также предложена математическая модель двигательной установки. Работоспособность предложенных алгоритмов управления подтверждена моделированием алгоритмов управления в среде Matlab/Simulink.

Стратегия управления. Система управления представляется в виде двухуровневой системы «наведение-стабилизация». Алгоритмы управления движением сервисного спутника должны обеспечить его сближение с некооперируемым космическим аппаратом с заданного расстояния на безопасное расстояние, минимизируя промах.

Для решения задачи сближения используются следующие системы координат:

- связанная с сервисным спутником система координат (ССК),
- инерциальная система координат (ИСК), неподвижная относительно центра Земли.

На уровне наведения необходимо сформировать кватернион перехода от текущего положения связанной системы координат в ИСК к требуемому положению, а также такое управление тяговыми двигателями, которое обеспечит поступательное движение сервисного спутника с требуемой скоростью. Требуемым положением связанной системы координат является совмещение оси X сервисного спутника с направлением на целевой спутник.

На уровне стабилизации необходимо сформировать управление двигателями ориентации, обеспечивающее наведение сервисного спутника на целевой. То есть кватернион перехода между текущим положением связанной системы координат и требуемым должен стремиться к 1.

Угловое движение описывается уравнением вращения и уравнением кинематики. Используя координаты обслуживаемого спутника в инерциальной системе координат, вычисляется матрица поворота, характеризующая требуемый поворот для совмещения оси связанной системы ко-

ординат с направлением на обслуживаемый спутник. Так как задача состоит в наведении оси X связанной системы координат на целевой спутник, точно определенного углового положения сервисного спутника вокруг оси X ССК не требуется, а значит достаточно двух поворотов.

Результирующую матрицу направляющих косинусов, которая определяет положение ИСК относительно ССК, наведенной на целевой спутник, можно найти путем перемножения матриц с отрицательными углами Эйлера в последовательности выполнения поворотов. Матрица поворота по известным соотношениям пересчитывается в кватернион конечного положения связанной системы координат.

Траекторию сближения сервисного спутника с целевым можно разделить на несколько участков:

- сближение сервисного спутника до требуемого расстояния относительно целевого с постоянной скоростью, вдвое большей скорости целевого спутника;
- стабилизация сервисного спутника на заданном расстоянии относительно целевого и продолжение движения с постоянной скоростью, равной скорости целевого спутника;
- движение с постоянной скоростью на заданном расстоянии от целевого спутника.

Дальнейшее сближение и захват целевого спутника с помощью манипуляторов в данной работе не рассматриваются.

Таким образом, на уровне наведения формируется вектор тяги, необходимый для поддержания требуемой скорости сервисного спутника при сближении на заданное расстояние с обслуживаемым спутником.

Управление на уровнях наведения и стабилизации. На уровне стабилизации сформируется устойчивое управление, задающее угловую скорость сервисного спутника, требуемую для совмещения связанной системы координат с направлением на обслуживаемый спутник.

На уровне наведения формируется управление тяговыми двигателями, которое обеспечивает поступательное движение сервисного спутника с требуемой скоростью.

Управление поступательным движением реализуется двигательной установкой, включающей в себя тяговый двигатель и четыре тормозных двигателя. Для осуществления ориентации используется двигательная установка, состоящая из восьми электрореактивных двигателя. Математическая модель двигательной установки учитывает задержку на переключение двигателей и время нарастания и спада.

Управление поступательным движением сервисного спутника при сближении осуществляется по скорости и реализуется релейным законом управления с гистерезисом. Управление двигателями ориентации также осуществляется по релейному закону с гистерезисом.

Требуемые управляющие моменты двигателей ориентации и тяги двигателей формируются в зависимости от текущего вектора признаков включения двигателей.

Заключение. Предложенный доклад посвящен алгоритмам управления поступательным и угловым движением сервисного спутника на этапе дальнего сближения с некооперируемым космическим аппаратом. Система представлена в виде иерархической многоканальной системы управления.

Для подтверждения работоспособности предложенных алгоритмов разработана модель в среде Matlab/Simulink и осуществлено моделирование. Моделирование осуществлялось для случая движения обслуживаемого космического аппарата с постоянной скоростью.

В рамках дальнейшей работы предлагается разработать алгоритмы многокритериальной оптимизации двухуровневой иерархической системы управления сервисным спутником.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-38-90261

ЛИТЕРАТУРА

1. **Kozlova N. Y., Fomichev A. V.** Promising on-orbit servicing tasks for spacecraft life extension // *AIP Conference Proceedings*. Vol. 2318(1). 2021 pp. 130008.
2. **Kozlova, N. Y, Fomichev A. V.** Mathematical model of free-flying space manipulation robot when approaching a non-cooperative spacecraft // *Journal of Physics: Conference Series*. Vol. 1864, No. 1, 2021. pp. 012131

N.Yu. Kozlova, A.V. Fomichev (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Motion control development of service satellite**

The paper investigates the control system of a service satellite when approaching a non-cooperative spacecraft in a state of uncontrolled motion. The paper proposes algorithms for guidance and motion control of a service satellite when approaching a non-cooperative spacecraft. A mathematical model of the propulsion system is also proposed, a model is developed in the Matlab/Simulink environment and simulation is carried out.

Д.О. ПРОХОРОВА, В.И. ШИРЯЕВ
(Южно-Уральский государственный институт, г. Челябинск)

О ЗАДАЧЕ СИНТЕЗА СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПО УГЛУ ТАНГАЖА С УЧЕТОМ ШУМОВ ДАТЧИКОВ

Решается задача синтеза системы стабилизации по углу тангажа с учетом шумов датчиков с помощью алгоритмов оценивания вектора состояния в первом приближении. Применяется фильтр Калмана и минимаксный фильтр для оценки вектора состояния для случая белого гауссовского шума и равномерного распределения.

Введение. Система стабилизации обеспечивает устойчивое угловое положение корпуса ракеты-носителя и сводит к минимуму отклонение центра масс от программной траектории. Показания датчиков угла и угловой скорости включают не только информацию об угловом положении, но и об ошибках измерения. Для решения задачи стабилизации применяются алгоритмы оценивания вектора состояния. Существует два различных подхода фильтрации: вероятностный [3, 13] и гарантированный [4, 5, 7, 9, 11, 15, 16]. В работе используется традиционный подход, когда при синтезе системы стабилизации в первом приближении ракета «твердая» без учета колебаний жидкости и корпуса, инерционности рулевого привода.

Постановка задачи. Математическая модель системы стабилизации по углу тангажа ϑ имеет вид [12]:

$$\ddot{\vartheta} = C_{\vartheta\vartheta}\vartheta + C_{\vartheta\delta}\delta, \quad (1)$$

$$\delta = K_1\vartheta_{\text{изм}} + K_2\dot{\vartheta}_{\text{изм}},$$

$$\vartheta_{\text{изм}} = \vartheta + v_1, \quad \dot{\vartheta}_{\text{изм}} = \dot{\vartheta} + v_2,$$

где $C_{\vartheta\vartheta}$, $C_{\vartheta\delta}$ – заданные параметры; δ – отклонение рулей; K_1 , K_2 – параметры регулятора; $\vartheta_{\text{изм}}$ – измеряемая величина; v_1 , v_2 – ошибки измерения.

Задача синтеза системы стабилизации заключается в выделении из измеряемого сигнала $\vartheta_{\text{изм}}$ с датчиков сигнала, который характеризует объект как твердое тело. Для решения этой задачи применяются алгоритмы фильтрации. Оценивания вектора состояния системы стабилизации можно осуществлять с помощью двух различных подходов: вероятностного (фильтр Калмана) и гарантированного (минимаксный фильтр). Использование фильтра Калмана предполагает, что статические характеристики возмущений и помех известны. Реальные условия показывают, что статистическая информация о возмущениях может быть неизвестна, тогда использование фильтра Калмана может быть не обоснованным [3, 4, 5, 7, 11, 12, 14]. В этом случае для оценивания вектора состояния используют минимаксный фильтр.

Для применения алгоритмов оценивания математическую модель процессов (1) представляем в пространстве состояния вместе с уравнением измерений в дискретном времени:

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k, \quad y_{k+1} = Gx_{k+1} + v_k, \quad k = 0, 1, \dots, N - 1, \quad (2)$$

где A , B , G – известные матрицы; x_k , u_k , y_k , v_k – векторы состояния, измерений, управления, шумов, соответствующей размерности.

При оценивании вектора состояния x_k используя фильтр Калмана, известно, что ошибки измерения v_k и начальное положение x_0 является случайными процессами и величинами $v_k \sim N(0, R)$, $x_0 \sim N(0, P_0)$, с известными ковариационными матрицами R , P_0 . Уравнение фильтра Калмана принимает вид, как известно:

$$\hat{x}_{k+1} = A\hat{x}_k + Bu_k + K_{k+1}(y_{k+1} - G\hat{x}_k), \quad k = 1, 2, \dots, N,$$

$$K_k = P_k R^{-1}, \quad P_k = (M_k^{-1} + R^{-1})^{-1}, \quad M_{k+1} = AP_k A^T.$$

где K_k – коэффициент усиления фильтра Калмана; P_k , M_k – ковариационные матрицы ошибок оценивания и прогнозирования, соответственно.

На ряду с оценкой фильтра Калмана представляет интерес построение доверительного эллипса, центром которого является оценка \hat{x}_{k+1} фильтра Калмана и которому x_{k+1} будет при-

надлежать при $l=3$ с вероятностью равной 0.989 [2]. Доверительный эллипс имеет следующее выражение:

$$\mathcal{E}_{k+1} = (x - \hat{x}_{k+1})^T \cdot P_{k+1}^{-1} \cdot (x - \hat{x}_{k+1}) \leq l^2 \quad (3)$$

Если про ошибки измерения v_k и начальное состояние x_0 известно только то, что начальное состояние x_0 принимает любое значение из множества X_0 , а ошибки измерения v_k могут принять в любой k -й момент времени любое значение из множества V_k : $x_0 \in X_0, v_k \in V_k$, то будем использовать минимаксный фильтр для решения задачи оценивания [4, 5, 8, 9, 11, 15, 16]. Задача гарантированного оценивания заключается в построении последовательности информационных множеств \bar{X}_{k+1} [4, 5, 7, 10, 15, 16]:

$$\begin{aligned} X_{k+1/k} &= A\bar{X}_k + Bu_k, \quad X[y_{k+1}] = \{x \in R^m | Gx = y_{k+1} \forall v \in V\}, \\ \bar{X}_{k+1} &= X_{k+1/k} \cap X[y_{k+1}], \quad k = 1, 2, \dots, N. \end{aligned} \quad (4)$$

Далее строится закон управления, который формируется не на измерениях y_{k+1} , а на оценки вектора состояния \hat{x}_{k+1} или множественной оценки $\bar{X}_{k+1} \ni x_{k+1}$.

Рассмотрим синтез системы стабилизации по углу тангажа в первом приближении, что соответствует твердотопливной ракете-носителя, когда колебаний жидкости в баках нет, а колебаниями корпуса можно пренебречь. Рассмотрение в первом приближении является характерным при решении данной задачи [1, 8, 12]. Для модели движения (2) матрицы принимают вид [6]:

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} 1 & 0.01 \\ 0.00014 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.36 \cdot 10^{-3} \end{bmatrix}, \\ P_0 &= \text{diag}(0.0025; 0.0025), \quad R = \text{diag}(0.0025; 0.0025). \end{aligned}$$

Управление $u_k = \delta_k$ взято в виде:

$$\delta = K_1 \hat{x}_{1k} + K_2 \hat{x}_{2k},$$

где $K_1 = 500, K_2 = 200$, шаг дискретизации был взят 0.01.

Большой уровень шумов на входе системы (рис. 1) может вызвать потерю устойчивости и автоколебания. Рассмотрим для сравнения фильтр Калмана и минимаксный фильтр, когда ошибки измерения являются белым гауссовским шумом со среднеквадратическим отклонением $\sigma = 0.05$ при начальных условиях $\vartheta(0) = 0.1$ и $\dot{\vartheta}(0) = 0.1$ и при равномерном законе распределения.

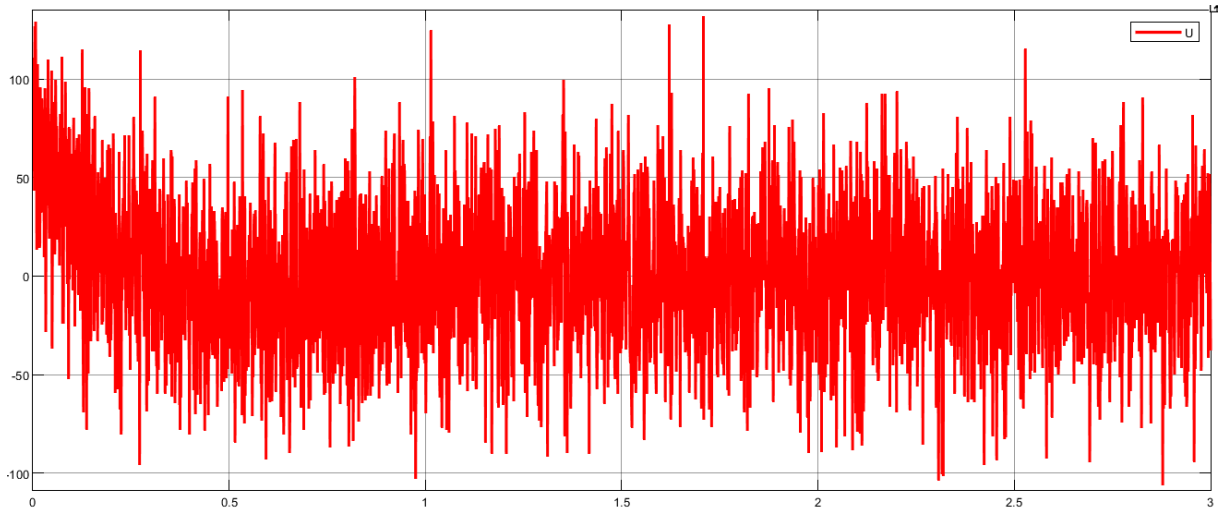


Рис. 1. Сигнал управления автомата стабилизации без фильтрации шумов датчиков

Для применения алгоритмов фильтрации зададим множество X_0 и доверительный эллипс \mathcal{E}_0 на уровне $3\sigma = 0,15$, $X_0 = \{-0,15 \leq x_1 \leq 0,15, -0,15 \leq x_2 \leq 0,15\}$. При белом гауссовском шуме (рис. 2) для установившегося режима при $k=150$ размеры доверительного эллипса уменьшились в 9 раз, информационного множества в 3.375. Вектор состояния x_{k+1} принадлежит доверительному эллипсу \mathcal{E}_{150} , размеры которого меньше размеров информационного множества \bar{X}_{150} . При равномерном распределении шума (рис. 3) для $k=150$ истина $x_{150} \notin \mathcal{E}_{150}$, размеры информационного множества \bar{X}_{150} уменьшились в 15 раз.

Оценивание вектора состояния системы стабилизации при белом гауссовском шуме с использованием фильтра Калмана дает точность оценивания выше минимаксного фильтра, но при равномерном распределении возможны ситуации, когда истина не принадлежит доверительному эллипсу.

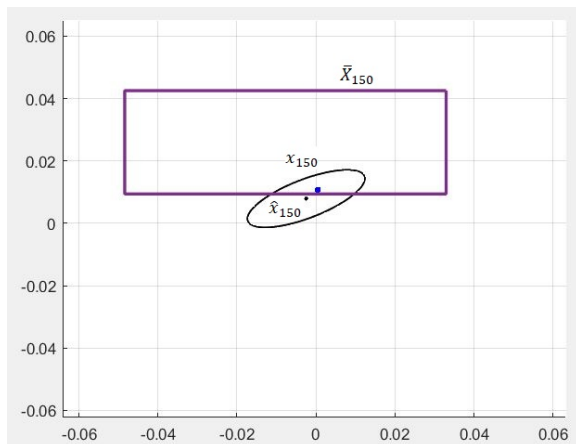


Рис. 2. Множественная оценка при белом гауссовском шуме для $\kappa=150$

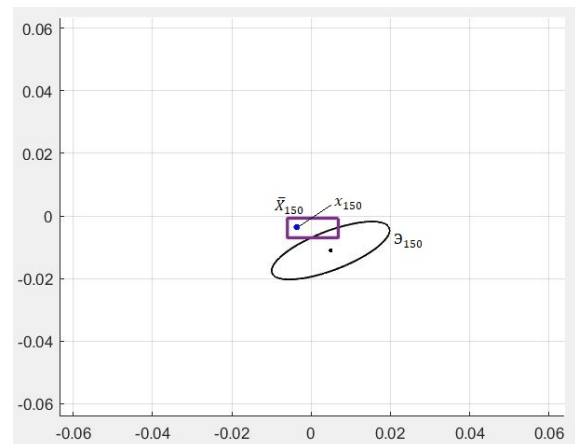


Рис. 3. Множественная оценка при равномерном распределении для $\kappa=150$

Результаты оценивания формируют сигнал управления (рис. 4), при котором система приходит в окрестность положения равновесия, относительно которого из-за ошибок оценивания рули продолжают совершать колебания.

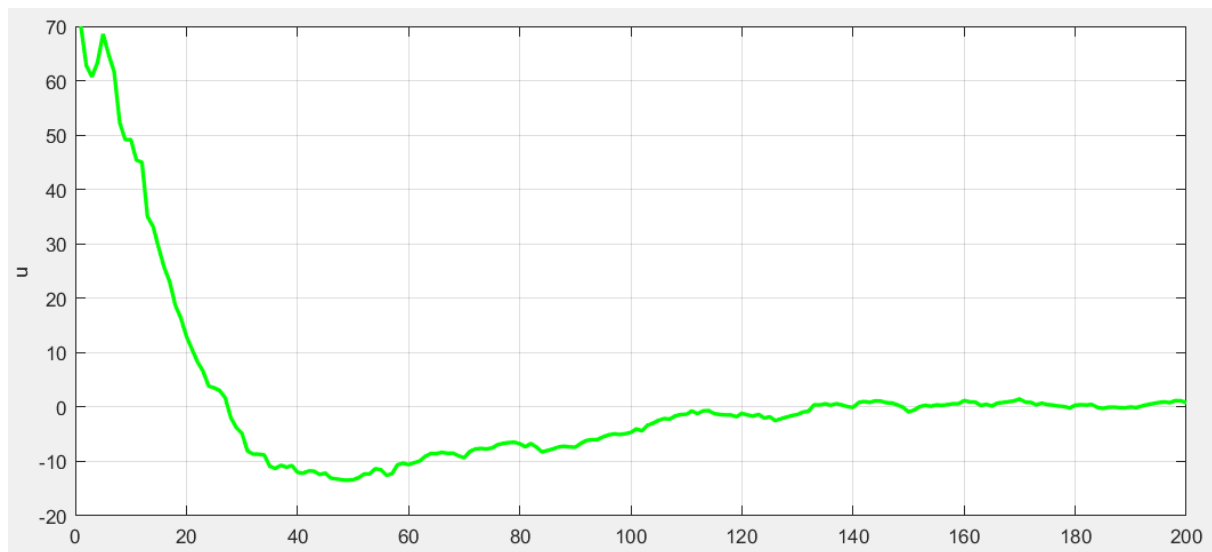


Рис. 4. Сигнал управления системы стабилизации с фильтрацией шумов датчиков

Синтез системы стабилизации включает в себя исследование помехозащищенности [1, 12]. К потере устойчивости и автоколебаниям может привести большой уровень шумов на входе в систему, так как происходит выход за зону линейности. Для повышения помехозащищенности используют расширение зоны линейности, что приводит к увеличению габаритов.

Заключение. Для решения задачи синтеза системы стабилизации по углу тангажа с учетом шумов датчиков в первом приближении применялись алгоритмы фильтрации: вероятностный и гарантированный. Оценивание вектора состояния системы стабилизации при белом гауссовском шуме дает точность выше с помощью фильтра Калмана, но при равномерном распределении фильтр Калмана не может определить ситуацию, когда истина не принадлежит довери-

тельному эллипсу. При равномерном распределении шума размеры информационного множества меньше доверительного эллипса. Точность оценивания минимаксного фильтра выше, значит шумы подавляются эффективнее. Уровень сложности вычислительных затрат на реализацию в реальном времени с учетом специфики модели минимаксного фильтра сопоставим с уровнем сложности применения фильтра Калмана.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Айзенберг, Я.Е., Сухорезький, В.Г.**, Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов, М.: Машиностроение, 1986. 222 с.
2. **Брайсон А.**, Прикладная теория оптимального управления, М: Изд-во МИР, 1972. 544с.
3. **Калман, Р.Е.**, Идентификация систем с шумами, Успехи математических наук, 1985, Т. 40, № 4(244). С. 27 – 41.
4. **Кац, И.Я., Куржанский, А.Б.**, Минимаксная многошаговая фильтрация в статистически неопределенных ситуациях, Автоматика и телемеханика, 1978, № 11. С. 79 – 87.
5. **Кейн, В.М.**, Оптимизация систем управления по минимаксному критерию, М.: Наука, 1985. 248 с.
6. **Кирилин А.Н., Ахметов, Р.Н., Соллогуб, А.В.**, Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad, М.: Машиностроение – Машиностроение-Полет, 2013. 296 с.
7. **Кунцевич, В.М.**, Управление в условиях неопределенности: гарантированные результаты в задачах управления и идентификации, К.: Наукова думка, 2006. 264 с.
8. **Кузовков Н.Т.**, Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах, М.: Оборонгиз, 1983. 446 с.
9. **Куржанский, А.Б.**, Задача идентификации – теория гарантированных оценок, Автоматика и телемеханика, 1991, № 4. С. 3 – 26.
10. **Подвилова, Е.О., Ширяев, В.И.**, О подходе к оцениванию состояния динамических систем как к решению системы линейных неравенств, Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия .Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника, 2013, Т. 17, №3(13). С. 133–136.
11. **Поляк, Б.Т., Топунов, М.В.**, Фильтрация при случайных возмущениях: метод инвариантных эллипсоидов, Доклады АН, 2008, Т. 418, № 6. С. 749 – 753.
12. **Сидоров И.М., Гончарова, Л.Е., Лебедев, Л.Е.**, Управление движущимися объектами на основе алгоритма с моделью, М: Машиностроение, 1981. 232 с.
13. **Солодов А.В.** Методы теории оптимальных систем в задаче непрерывной линейной фильтрации, М.: Наука, 1976.
14. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации, СПб: Университет ИТМО, 2017
15. Bertsekas, D., Rhodes, I., Recursive state estimation for a set-membership description of uncertainty, IEEE Transactions on Automatic Control, 1971, Vol. 16, Issue 2, P. 117 – 128.
16. Schweppe, F Recursive state estimation: Unknown but bounded errors and system input, IEEE Transactions on Automatic Control, 1968, Vol. 13, Issue 1, P. 22 – 28.

D.O.Prokhorova, V.I.Shiriaev, (South Ural State University, Chelyabinsk). **On the problem of synthesizing a stabilization system by pitch angle considering the sensors' noise**

The problem of synthesizing a pitch stabilization system with consideration for sensor noise is solved using state vector estimation algorithms in the first approximation. A Kalman filter and a minimax filter are applied to estimate the state vector for the case of white Gaussian noise and uniform distribution.

Г. М. ИВАНОВ, Ю. П. УЛЫБЫШЕВ
(ПАО «РКК «ЭНЕРГИЯ» им. С.П. Королева, г. Королев)

ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА НАЧАЛЬНУЮ НЕЗАМКНУТУЮ ОРБИТУ: ПРОБЛЕМА ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ

В докладе анализируется эффективность выведения космического аппарата (КА) с начальной незамкнутой орбиты на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ) при помощи собственной двигательной установки (ДУ) с ограниченной тяговооруженностью. Незамкнутая орбита может быть как целевой, так и реализовавшейся в случае возникновения нештатной ситуации (НШС) на конечном этапе выведения ракеты-носителя (РН). Для расчета оптимальных траекторий довыведения с незамкнутой орбиты предлагается использовать метод множеств псевдоимпульсов, доработанный с учетом влияния атмосферы Земли на движение КА. Описан алгоритм решения. Полученные данные позволяют сформулировать минимальные требования к параметрам ДУ исходя из возможности парирования заявленной НШС и спасения экипажа. В работе определены минимальная тяговооруженность КА и алгоритм управления, обеспечивающие его выведение на целевую орбиту.

Введение. В ряде космических проектов используются начальные незамкнутые орбиты. Незамкнутой называется орбита, перигей которой находится ниже границы захвата атмосферой. Период нахождения космического аппарата на такой орбите менее одного витка. При этом КА после отделения от РН должен максимально быстро осуществить маневр (или маневры) формирования замкнутой орбиты (маневр довыведения). Такой метод по сравнению с выведением на замкнутую орбиту позволяет увеличить массу выводимой полезной нагрузки за счет более раннего сброса сухой массы. КА в таком случае выполняет роль дополнительной ракетной ступени.

Помимо этого случая, выведение на незамкнутую начальную орбиту происходит произвольно в случае НШС в конце этапа выведения РН. Отказ двигателя или системы управления, приводит к невыполнению начального маневра по формированию замкнутой орбиты. Тогда маневр довыведения позволяет сформировать замкнутую орбиту и обеспечить получение телеметрии и спуск аппарата в заданный район.

Космический аппарат, как правило, имеет более низкую тяговооруженность (отношение силы тяги двигательной установки к начальной массе КА) по сравнению со ступенями РН. Для заданных начальных условий (высота апогея и перигея орбиты, задержка включения ДУ после отделения от РН, угловое положение КА на орбите) возможность довыведения на целевую орбиту определяется величиной начальной тяговооруженности аппарата.

Постановка задачи. Принимается, что участок довыведения является компланарным межорбитальным перелетом. В качестве модели движения КА переменной массы используется стандартная система дифференциальных уравнений в полярной системе координат [1], в которой дополнительно в приближенном виде учитывается сопротивление атмосферы.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dr}{dt} = V_r \\ \frac{d\phi}{dt} = \frac{V_n}{r} \\ \frac{dV_r}{dt} = \frac{V_n^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \frac{P(t) \sin \vartheta(t)}{M_0 - |\dot{M}|t} \\ \frac{dV_n}{dt} = -\frac{V_n V_r}{r} + \frac{P(t) \cos \vartheta(t) - X}{M_0 - |\dot{M}|t} \end{array} \right. , \quad (1)$$

где: r – модуль радиус-вектора; ϕ – угловая дальность перелета; V_r , V_n – радиальная и трансверсальная составляющие вектора скорости; $\mu = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр

Земли; $0 \leq P(t) \leq P_{\max}$ – сила тяги КА; P_{\max} – максимальная тяга; M_0 – начальная масса КА; $|\dot{M}|$ – постоянный массовый расход; $\vartheta(t)$ – угол тангажа; $X = c_x (\rho(h) V_n^2 / 2) S_M$ – сила лобового сопротивления, ρ – плотность атмосферы (по ГОСТ 4401–81), $h = (r - R_3)$ – высота полёта, R_3 – сферический радиус Земли; c_x , S_M – коэффициент лобового сопротивления и характерная площадь КА, t – время от начала участка довыведения.

Параметрами управления являются $P(t)$ и $\vartheta(t)$.

Краевые условия в конце маневра задаются системой уравнений (2) выведенной на основе линеаризованных уравнений движения по околокруговым орбитам [2].

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^N (\Delta V_{ri} \sin \varphi_i + 2\Delta V_{ni} \cos \varphi_i) = \Delta e_x(\varphi_k) \\ \sum_{i=1}^N (\Delta V_{ri} \cos \varphi_i + 2\Delta V_{ni} \sin \varphi_i) = \Delta e_y(\varphi_k) \\ \sum_{i=1}^N 2\Delta V_{ni} = \Delta a(\varphi_k) \end{cases}, \quad (2)$$

$$\begin{cases} \Delta e_x(\varphi_k) = e_k \cos(u_k - \omega_{\pi k}) - e_0 \cos(u_k - \omega_{\pi 0}) \\ \Delta e_y(\varphi_k) = -e_k \sin(u_k - \omega_{\pi k}) + e_0 \sin(u_k - \omega_{\pi 0}) \\ \Delta a(\varphi_k) = (a_0 - a_k) / a_k \end{cases}, \quad (3)$$

где: i, N – номер и общее число импульсов, ΔV_r и ΔV_n – радиальная и тангенциальная составляющие импульса, φ – угловая дальность от момента приложения импульса до конечной точки, e_x , e_y – составляющие вектора эксцентриситета, e_0 , e_k – эксцентриситет начальной и конечной орбиты, $\omega_{\pi 0}$, $\omega_{\pi k}$ – аргументы перицентра, a_0 , a_k – большие полуоси, u_k – аргумент широты конечной точки.

По известному начальному вектору состояния КА на момент отделения от РН, необходимо определить оптимальную последовательность и количество маневров КА (начало, длительность, программу изменения угла тангажа), удовлетворяющие краевым условиям (соответствующим целевой орбите выведения) с минимизацией суммарной характеристической скорости (4)

$$\min \Delta V_x = \int_{t_0}^{t_k} \frac{P(t)}{M(t)} dt, \quad (4)$$

а также с ограничением на минимальную высоту полета (5)

$$h(\varphi) = r(\varphi) - R_3 \geq h_{\min}, \quad 0 \leq \varphi \leq \varphi_k, \quad (5)$$

обеспечивающей незахват КА атмосферой. Расчет проводится при различных начальных значениях углового положения КА на орбите выведения, перигея орбиты выведения, временной задержки первого включения двигательной установки КА. Значение начальной тяговооруженности КА для каждого из вариантов начальных условий последовательно уменьшается до предельно возможного малого значения.

Краевые условия в конечной точке можно представить как:

$$\mathbf{F}(t_k) = \begin{bmatrix} e_x(r_k, \varphi_k, V_{rk}, V_{nk}) \\ e_y(r_k, \varphi_k, V_{rk}, V_{nk}) \\ a(r_k, \varphi_k, V_{rk}, V_{nk}) \end{bmatrix} = \mathbf{P}_k \quad (6)$$

Целью анализа является приближенное численное решение задачи довыведения с определением минимальной тяговооруженности КА и оптимального алгоритма управления, обеспечивающих его выведение на целевую орбиту.

Метод решения. Для расчета оптимальных траекторий довыведения с незамкнутой орбиты используется метод множеств псевдоимпульсов [3,4], доработанный с учетом влияния

атмосферы Земли на движение КА. Выбор данного метода обусловлен его свойством автоматически определять число маневров в процессе решения и возможности учитывать в явном виде ограничения типа неравенства во внутренних точках траектории.

Принцип метода псевдоимпульсов заключается в разбиении участка рассматриваемой траектории маневрирования на n равномерных сегментов. Считается, что на каждом сегменте сила тяги и ее ориентация постоянны. На каждом из сегментов рассматривается множество k неотрицательных псевдоимпульсов в дискретном наборе всех возможных ориентаций вектора тяги. В оптимальном решении не может быть более двух ненулевых смежных псевдоимпульсов, поскольку сумму несмежных псевдоимпульсов всегда можно заменить двумя смежными имеющими наименьшую сумму (рис.1).

Все псевдоимпульсы на всех сегментах составляют вектор неизвестных неотрицательных переменных \mathbf{X} размерностью $(n \times k)$:

$$\mathbf{X}^T = [\Delta V_1^{(1)}, \Delta V_1^{(2)}, \dots, \Delta V_1^{(k)}, \Delta V_2^{(1)}, \Delta V_2^{(2)}, \dots, \Delta V_2^{(k)}, \dots, \Delta V_n^{(k)}] \quad (7)$$

с ограничением на сумму характеристической скорости сегмента:

$$\sum_1^k \Delta V_i^{(j)} \leq \Delta V_{i \max} \equiv 1 \quad (8)$$

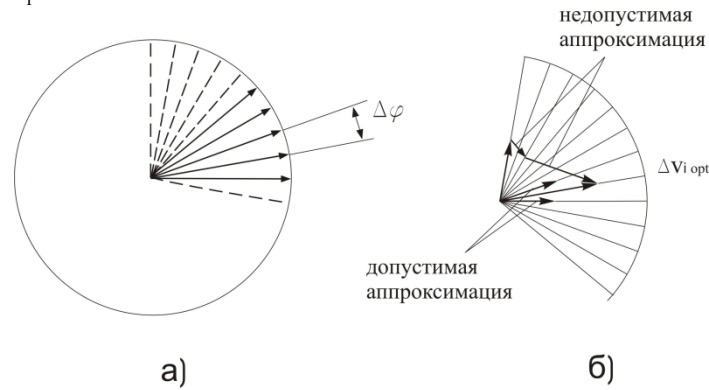


Рис. 1. Псевдоимпульсы в плоскости

Для данного вектора составляются матрица линейных ограничений типа равенства \mathbf{A}_e размерностью $m \times (n \times k)$, где m – число краевых условий и матрица ограничений типа неравенства \mathbf{A} размерностью $n \times (n \times k)$. Матрица \mathbf{A} определяет линейное неравенство (10) с ограничениями на максимальную величину суммарного импульса на сегменте и на минимальную высоту полета.

$$\mathbf{A} = \left[\begin{array}{cccc} \underbrace{111 \dots 1}_k & & & \\ & \underbrace{111 \dots 1}_k & & \\ & & \dots & \\ & & & \underbrace{111 \dots 1}_k \end{array} \right] \quad (9)$$

$$\mathbf{AX} \leq \mathbf{b} \quad (10)$$

где $\mathbf{b}^T = [1 \ 1 \ 1 \dots 1]$ вектор размерностью n .

Для задания ограничения на минимальную высоту полета матрица \mathbf{A} и вектор \mathbf{b} дополняются строками и элементами соответственно:

$$\mathbf{A}^* = \left[\begin{array}{cccc} & & \mathbf{A} & \\ \frac{\partial r_h}{\partial \Delta V_1^{(1)}} & \frac{\partial r_h}{\partial \Delta V_1^{(2)}} & \dots & \frac{\partial r_h}{\partial \Delta V_{ih}^{(k)}} & 0 \ 0 \ \dots \ 0 \end{array} \right] \quad (11)$$

$$\mathbf{b}^T = [1 \ 1 \ 1 \ \dots \ 1 \ (h_0 - h_{\min})] \quad (12)$$

При помощи матрицы \mathbf{A}_e представляются краевые условия задачи.

$$\mathbf{A}_e = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_1^{(j)}} & \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_1^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_2^{(j)}} & \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_2^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_n^{(k)}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial F_s}{\partial \Delta V_1^{(j)}} & \frac{\partial F_s}{\partial \Delta V_1^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_s}{\partial \Delta V_2^{(j)}} & \frac{\partial F_s}{\partial \Delta V_2^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_s}{\partial \Delta V_n^{(k)}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\Delta \mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k - \mathbf{P}_k^* = \mathbf{A}_e \mathbf{X} \quad (14)$$

Таким образом, проблему оптимизации можно сформулировать как задачу классического линейного программирования с минимизацией суммарной величины значений вектора \mathbf{X} .

$$J = \min \Delta V_{\mathbf{X}} = \min(\mathbf{q}^T \cdot \mathbf{X}) \quad (15)$$

где $\mathbf{q}^T = [1 \ 1 \dots 1 \ 1]$ – вектор коэффициентов из $(n \times k)$ элементов.

Ознакомьтесь с применением метода псевдоимпульсов для оптимизации траекторий довыведения подробнее можно в работе [3].

Для численного решения использовалась стандартная итеративная схема «предиктор-корректор» с прогнозом движения до прицельной точки, определением отклонений краевых условий от заданных значений и расчетом нового прицельного вектора. Итерационный процесс повторялся до сходимости с заданной точностью.

При учете атмосферного торможения для обеспечения сходимости использовался итеративный метод последовательного изменения значения баллистического коэффициента КА от нулевого до номинального.

Результаты. В результате решения задачи оптимизации маневра довыведения определяется две последовательности сегментов с максимальной тягой, каждая из которых объединяется в единый импульс. Один продолжительный с началом в районе апогея начальной орбиты, второй короткий, корректирующий параметры орбиты в конце маневра (рис.2). По мере уменьшения начальной тяговооруженности увеличивается продолжительность первого импульса и становится активным ограничение на минимальную высоту полета (рис.3). Зависимость угла ориентации тяги от времени в таком случае принимает вид кривой второго порядка (рис.4).

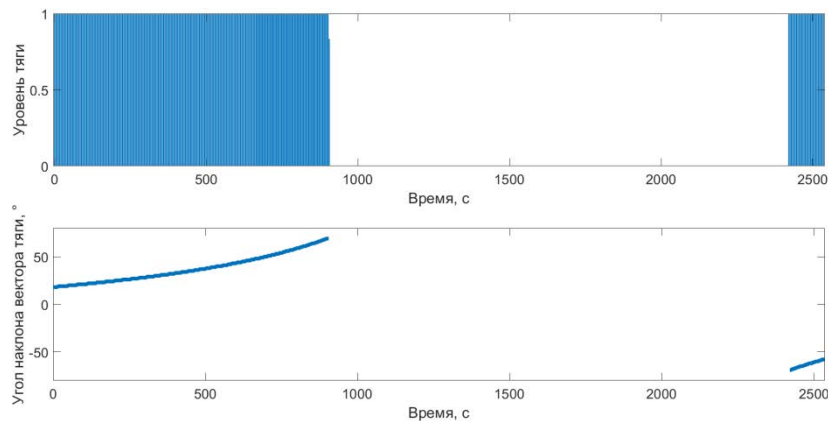


Рис. 2. Результат оптимизации маневра при помощи метода псевдоимпульсов

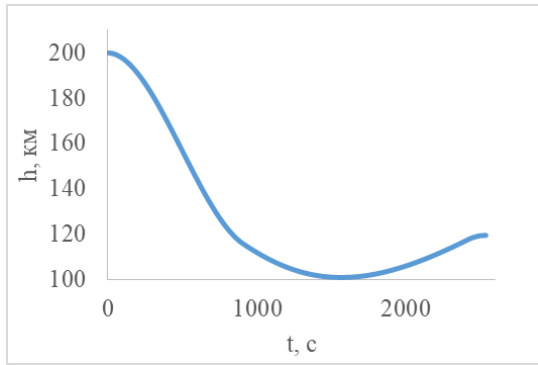


Рис. 3. Высота полета от времени на маневре довыведения

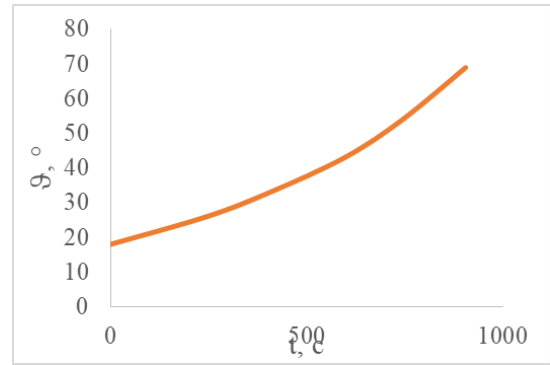


Рис. 4. Ориентация вектора тяги от времени на маневре довыведения

Таблица 1

Начальные условия маневра

H_{α_0} , км	H_{π_0} , км	H_{α_k} , км	H_{π_k} , км	$\Delta t_{ДУ}$, с	a_0 , м/с ²	$V_{\Sigma\Sigma}$, м/с	t_{Σ} , с
200	-600	200	120	10	0.32	347	2540

В работе рассматриваются начальные орбиты с высотой апогея равной 200 км, что соответствует типичной высоте выведения таких космических аппаратов, как «Союз» и «Прогресс». Целевыми орбитами являются околокруговые орбиты с эксцентриситетом менее 0.01. Проанализировано влияние трех вариантов начальных условий на реализуемость маневра довыведения: высоты перигея начальной орбиты H_{π_0} , задержки включения двигателей после отделения от ракеты носителя $\Delta t_{ДУ}$ и углового отставания аппарата от апогея начальной орбиты γ . Три варианта начальных условий представлены в таблицах 2-4. Графические результаты представлены на рисунках 5-10. В результате расчетов для каждого из наборов получены зависимости затраченной характеристической скорости для маневра и максимального угла ориентации вектора тяги от величины начальной тяговооруженности. Пунктиром указаны импульсные решения соответствующих маневров. Темным цветом обозначены зоны отсутствия решений.

Таблица 2

Начальные условия для анализа влияния перигея орбиты выведения

H_{α_0} , км	H_{π_0} , км	H_{α_k} , км	H_{π_k} , км	$\Delta t_{ДУ}$, с	γ , °
200	-300	240	200	30	0
	-500				
	-800				
	-1000				

Таблица 3

Начальные условия для анализа влияния задержки включения ДУ

H_{α} , км	H_{π} , км	H_{α_k} , км	H_{π_k} , км	$\Delta t_{ДУ}$, с	γ , °
200	-600	200	120	0	0
				30	
				60	
				90	

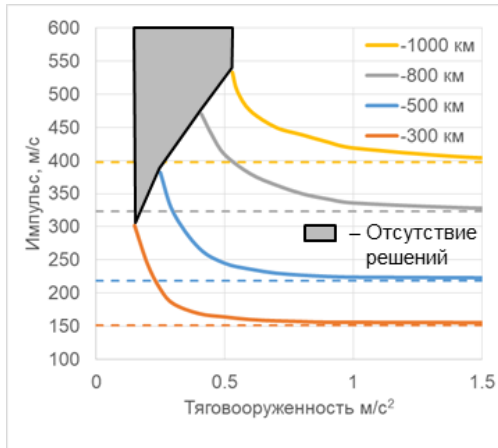


Рис. 5. Характеристическая скорость затраченная на маневр довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений перигея орбиты выведения

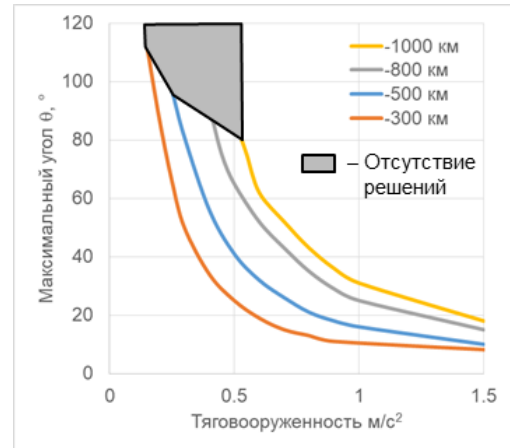


Рис. 6. Максимальный угол θ на маневре довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений перигея орбиты выведения

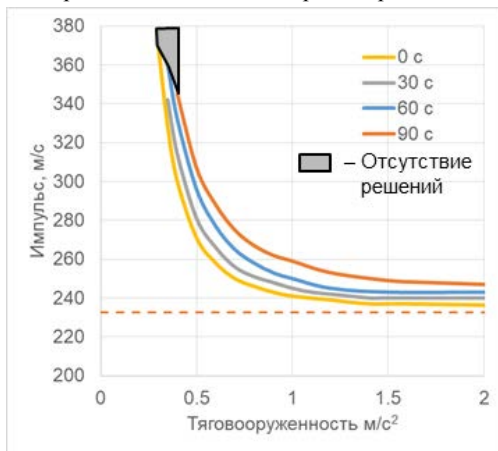


Рис. 7. Характеристическая скорость затраченная на маневр довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений задержки включения ДУ

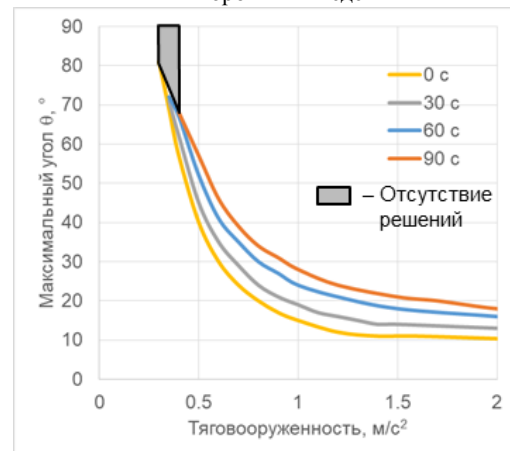


Рис. 8. Максимальный угол θ на маневре довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений задержки включения ДУ

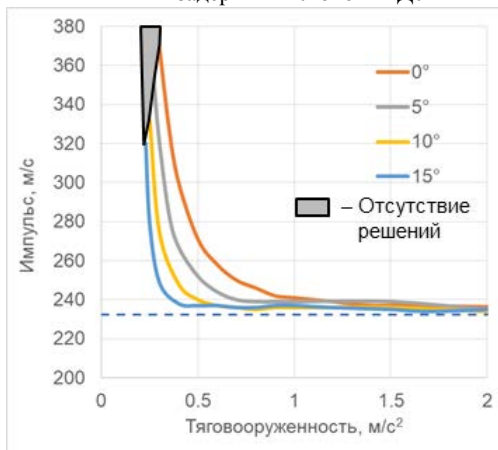


Рис. 9. Характеристическая скорость затраченная на маневр довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений начального углового положения КА на орбите выведения

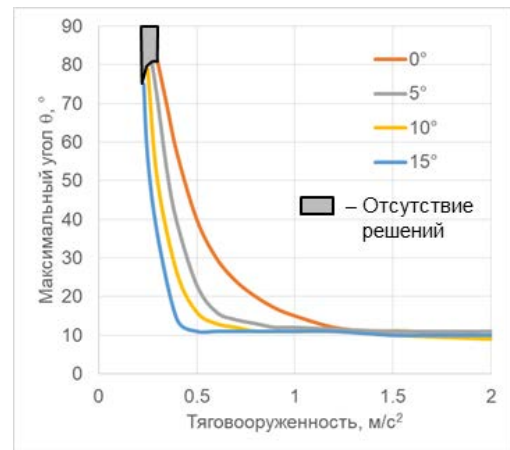


Рис. 10. Максимальный угол θ на маневре довыведения от начальной тяговооруженности для различных значений начального углового положения КА на орбите выведения

Т а б л и ц а 4

Начальные условия для анализа влияния начального углового положения КА

Н _а , км	Н _л , км	Н _{а_к} , км	Н _{л_к} , км	Δt _{ду} , с	γ, °
200	-600	200	120	30	0
					5
					10
					15

В результате сделаны следующие выводы. С уменьшением значения величины высоты перигея начальной орбиты увеличивается минимальное значение потребной начальной тяговооруженности, позволяющей реализовать маневр. Увеличение задержки включения двигательной установки на 30 секунд приводит к соответственному увеличению характеристической скорости необходимой для совершения маневра приблизительно на 5%. При начальной тяговооруженности аппарата 1 м/с^2 и выше угловое отклонение точки выведения от апогея орбиты не оказывает влияния, а начало маневра смещается в апогей орбиты.

Возможное довыведение КА «Союз» в случае НШС РН. Рассмотрим возможность использования маневра довыведения в случае НШС при выведении пилотируемого космического корабля (КА) «Союз». На конечном участке работы 3 ступени (~последние 60 секунд) РН находится в апогее целевой орбиты и постепенно увеличивает высоту перигея орбиты до целевого значения (рис.11). В случае НШС на данном участке возможно совершить маневр довыведения на орбиту с высотой перигея равной 120 км. Совершив один или несколько витков на сформированной орбите, корабль может выдать тормозной импульс схода с орбиты и совершить посадку в запланированный безопасный район. Такой способ позволяет сократить участок возможной аварийной посадки корабля и повысить сохранность жизни экипажа. Рассмотрим возможные маневры с начальных орбит, соответствующих орбитам, возникающим в случае аварии за 12, 13 и 14 секунд до конца участка выведения. Из суммарного запаса характеристической скорости корабля вычитается скорость необходимая на исполнение тормозного импульса схода с орбиты. По оставшемуся запасу определяется момент, начиная с которого возможен маневр довыведения для спасения экипажа корабля Союз.

Начальные условия представлены в таблице 5, а графические результаты на рисунке 12.

Вводится ограничение на высоту полета не менее 100 км во избежание непрогнозируемого спуска за счет захвата КА атмосферой. Значение начальной тяговооруженности корабля принимается равным $a_0=0.4\text{ м/с}^2$. Задержка до момента возможного исполнения импульса $\Delta t=30\text{ с}$. Запас характеристической скорости корабля $V_h=340\text{ м/с}$, из которых 65 м/с необходимо зарезервировать на исполнение тормозного импульса схода с орбиты. Таким образом при данном запасе характеристической скорости $V_h=275\text{ м/с}$ и тяговооруженности 0.4 м/с^2 определяется предельная секунда аварии, начиная с которой возможно спасти экипаж при помощи маневра довыведения.

Увеличение выводимой массы КА «Прогресс». Рассмотрим возможность увеличения выводимой массы на примере космического корабля «Прогресс». Запас характеристической скорости корабля при его начальной тяговооруженности позволяет осуществить маневр с орбиты с высотой перигея -650 км. Для расчета выигрыша массы полезной нагрузки от массы выведения на начальную незамкнутую орбиту отнимается масса топлива, затраченного на маневр. Полученная масса сравнивается с массой выведения ракетой-носителем на целевую околокруговую орбиту. При низкой начальной тяговооруженности корабля гравитационные потери отнимают существенную часть выигрыша. И в данном случае выведение на орбиту с высотой перигея -500 км является более выгодным. Аналогичным образом используя данные зависимости может быть решена обратная задача – для желаемой массы увеличения полезной нагрузки подбираются характеристики КА: начальная тяговооруженность a_0 и запас характеристической скорости V_h , и исходя из этих данных определяются параметры оптимальной орбиты выведения.

Начальные условия представлены в таблице 6, а графические результаты на рисунках 13–14.

Т а б л и ц а 5

Начальные условия для маневра КК «Союз»

$H\alpha_0$, км	$H\pi_0$, км	$H\alpha_k$, км	$H\pi_k$, км	$\Delta t_{ДУ}$, с	a_0 , m/c^2	$V_{x\Sigma}$, м/с	$V_{xлов}$, м/с
200	$H\pi_0(-12с, -13с, -14с)$	200	120	30	0.4	340	275

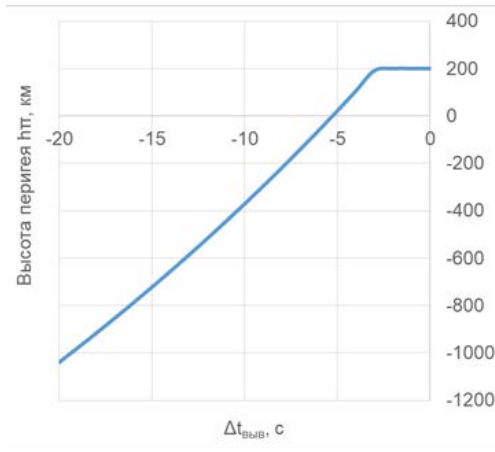


Рис. 11. Изменение высоты перигея орбиты выведения на конечном участке 3 ступени РН

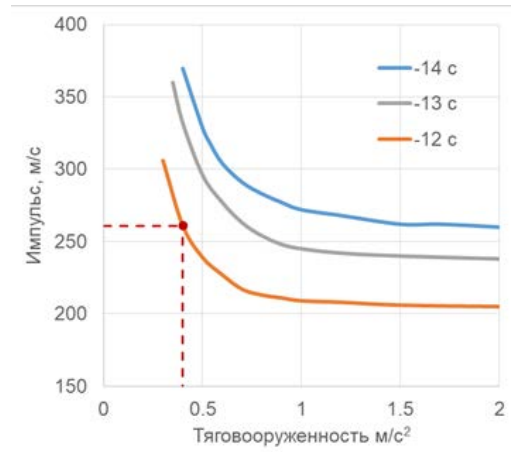


Рис. 12. Оценка возможности спасения экипажа КК «Союз» при аварии РН на последних секундах выведения

Т а б л и ц а 6

Начальные условия для маневра КК «Прогресс»

$H\alpha_0$, км	$H\pi_0$, км	$H\alpha_k$, км	$H\pi_k$, км	$\Delta t_{ДУ}$, с	a_0 , m/c^2	$V_{x\Sigma}$, м/с
200	-300 -500 -650	240	200	10	0.4	350

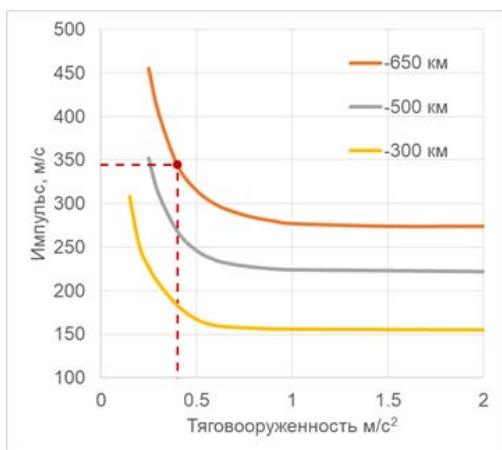


Рис. 13. Оценка затрат характеристической скорости на маневр доведения КК Прогресс

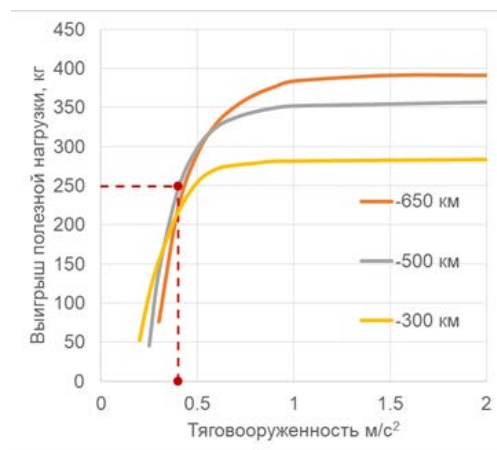


Рис. 14. Оценка увеличения выводимой массы полезного груза КК Прогресс

Заключение. В результате анализа траекторий доведения с минимальной тяговооруженностью получены графические зависимости потребной характеристической скорости для выполнения маневра, и получившегося максимального угла ориентации вектора тяги на маневре от начальной тяговооруженности при различных значениях высоты перигея начальной орбиты, величины интервала времени между моментом включения ДУ КА и

моментом отделения от РН и начального углового положения КА относительно апогея орбиты в момент отделения от РН.

Используя данную методику была определена предельная секунда аварии при выведении КА «Союз», начиная с которой возможно осуществить маневр довыведения КА на замкнутую орбиту с последующим спуском в заданный район для спасения экипажа. Также было определено возможное увеличение массы полезной нагрузки, выводимой КК «Прогресс».

Устойчивая сходимость последовательных решений метода псевдоимпульсов позволяет определить границы зоны возможности реализации маневра довыведения при различных начальных условиях. Помимо этого, метод явным образом определяет количество маневров, их ориентацию и моменты включения. Полученные решения могут использоваться в качестве начального приближения для более точных моделей расчета. Данная методика может быть использована в процессе проектирования космических аппаратов с малой тяговооруженностью.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Брайсон А., Хо Ю-Ши.** Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир. 1972. 543 с.
2. **Ильин В.А., Кузмак Г.Е.** Оптимальные перелеты космических аппаратов, М.: Наука, 1978. 744 с.
3. **Улыбышев Ю.П.** Оптимизация аварийных суборбитальных траекторий довыведения пилотируемого космического корабля// Труды конференции “Управление в аэрокосмических системах” (УАС-2018), Санкт-Петербург, 2—4 октября 2018, С. 249-258.
4. Ulybyshev Y. Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-Impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. Vol. 32. №4, P.1209-1217

G.M. Ivanov, Y.P. Ulybyshev (Rocket Space Corporation Energia named after S.P. Korolev, Korolyov). **Launching a spacecraft into an initial open orbit: the problem of thrust-to-weight ratio**

The report analyzes the effectiveness of launching a spacecraft from an initial open orbit to a closed orbit using its own propulsion system with a low thrust-to-weight ratio. An unclosed orbit can be either a target orbit or one that has arisen in the event of an emergency situation at the final stage of the launch vehicle launch. To calculate the optimal trajectories of launching from an open orbit, it is proposed to use the method of pseudo-pulse sets, modified taking into account the influence of the Earth's atmosphere on the spacecraft movement. The solution algorithm is described. The data obtained make it possible to formulate requirements for the parameters of the spacecraft remote control and justify their choice in order to increase the output payload of the spacecraft, as well as the possibility of parrying an emergency situation and rescuing the crew in the event of a LV accident at the final launch site. As a result of the work, the minimum thrust-to-weight ratio of the spacecraft and the control algorithm ensuring its launch into the target orbit were determined.

Е. И. СОМОВ, С. А. БУТЫРИН, С. Е. СОМОВ, Т. Е. СОМОВА
(Самарский государственный технический университет, Самара)

УПРАВЛЕНИЕ КРАТНЫМИ КЛАСТЕРАМИ ГИРОДИНОВ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматриваются методы цифрового управления кратными силовыми гироскопическими кластерами на основе двухстепенных силовых гироскопов (гиродинов – основных приводов систем управления ориентацией космических аппаратов) при разгоне их роторов, приведении в парковое состояние и включении в контур цифровой системы управления ориентацией. Представляются результаты исследований по гиросиловому управлению ориентацией информационных спутников и обслуживающих их космических роботов.

Введение. Кластеры электромеханических приводов, используемые в практической космонавтике для управления ориентацией космических аппаратов (КА) [1], изучаются уже более 60 лет. Проблемы начала 2000-х по управлению силовыми гироскопическими кластерами (СГК) на основе гиродинов (ГД) и их решения подробно представлены в [2]. Кратные кластеры ГД [3], представленные коллинеарными группами ГД, выделяются такими достоинствами: граница ∂S области S вариации вектора \mathbf{H} кинетического момента (КМ) кластера совпадает с выпуклой оболочкой этой области, все поверхности сингулярных состояний СГК внутри области S являются проходимыми и поэтому доступны явные законы их настройки [4], когда все характеристики перемещения любого ГД определяются по аналитическим соотношениям. Здесь наиболее популярны кластеры кратных схем *3-SPE* (*3 Scissored Pair Ensemble*, набор 3 ножничных пар) и *2-SPE* на основе соответственно 3 либо 2 пар ГД с коллинеарными осями подвеса, рис. 1.

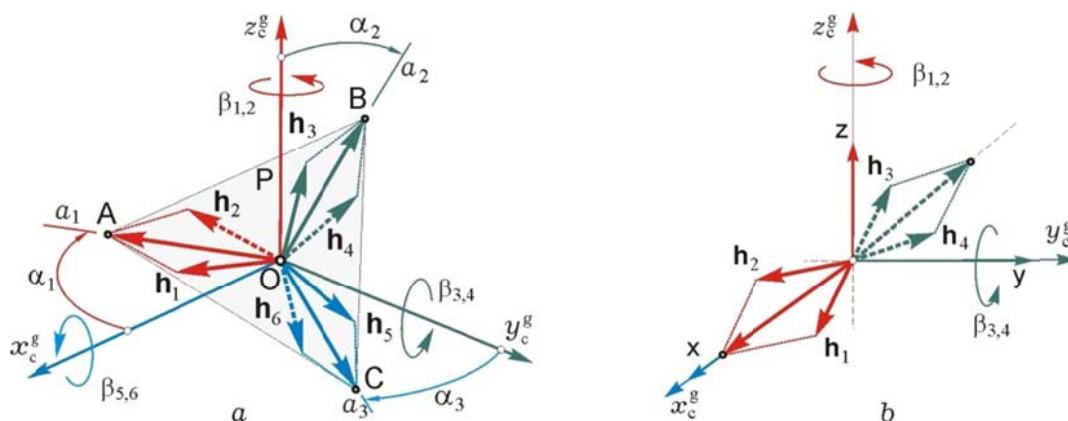


Рис. 1. Парковые состояния СГК кратных схем *3-SPE* (а) и *2-SPE* (б)

Возможности бортовой системы электропитания КА в начале его миссии не позволяют выполнить одновременный разгон роторов всех ГД в составе указанных схем, такой разгон доступен лишь для пар ГД. В [5] исследован метод разгона роторов ГД в составе исследуемых СГК, когда угловые положения ГД зафиксированы сразу в «парковом» состоянии СГК, которому соответствует значение вектора его КМ $\mathbf{H} = \mathbf{0}$. Здесь применяется пошаговый разгон роторов в циклах последовательности пар ГД, когда при завершении каждого цикла выполняется условие $\mathbf{H} = \mathbf{0}$. При этом проявляются как инерционные возмущающие моменты из-за разгона роторов пар ГД, так и гироскопические связи пространственного углового движения КА, стабилизируемого с помощью двигательной установки (ДУ), естественно с расходом топлива.

В докладе развиваются методы цифрового управления кратными СГК при разгоне их гироскопов, приведении кластера в парковое состояние и включении его в контур системы управления [6,7] и представляются новые результаты исследований по гиросиловому управлению ориентацией информационных спутников [8] и обслуживающих их космических роботов [9].

Управление кластерами гиродинов. Модель углового движения КА принимается в виде

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad \mathbf{J}\dot{\omega} = -\omega \times \mathbf{G} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^d, \quad (1)$$

где $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, $\mathbf{H} = h_g \mathbf{h} = h_g \Sigma \mathbf{h}_p$, $p = 1 \div 6$; \mathbf{M}^e – вектор момента ДУ на основе 8 каталитических двигателей с широтно-импульсной модуляцией их тяги; вектор $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}' = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g$ с матрицей $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h} / \partial \boldsymbol{\beta}$, столбцами $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ углов ГД и команд управления $\mathbf{u}^g = \{\mathbf{u}_p^g\} = \dot{\boldsymbol{\beta}}$, а также символом $(\cdot)'$ локальной производной по времени, представляет управляющий момент кластера шести ГД, а вектор \mathbf{M}^d – внешние возмущающие моменты.

Сингулярные состояния SGK возникают при таких угловых положениях ГД, когда матрица Грама $\mathbf{G}(\boldsymbol{\beta}) \equiv \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{A}_h^t(\boldsymbol{\beta})$ теряет полный ранг, т.е. при $G = \det(\mathbf{G}(\boldsymbol{\beta})) = 0$. Важнейшими проблемами управления SGK является выбор функции распределения вектора КМ \mathbf{H} между ГД и закона настройки SGK, который исключает сингулярные состояния SGK и однозначно определяет его парковое состояние. В полном тексте статьи приводится явный векторный закон настройки.

Положение нечетных ($p = 1, 3, 5$) и четных ($p = 2, 4, 6$) ГД в трех парах $i = 1 \div 3$ удобно представить углами $\alpha_i = (\beta_{2i-1} + \beta_{2i})/2$ и $\delta_i = (\beta_{2i-1} - \beta_{2i})/2$, которые поясняют наименование «ножничной пары» – угол α_i определяет центральную линию a_i «ножниц», а углы $\pm \delta_i$ – положения векторов КМ \mathbf{h}_{2i-1} и \mathbf{h}_{2i} относительно этой линии. Парковое состояние SGK по схеме 3-SPE представлено на рис. 1а. Здесь векторы КМ всех трёх пар ГД с одинаковыми модулями и концами в точках А, В и С принадлежат плоскости Р.

Разгон роторов гироскопов. Для SGK по схеме 3-SPE в плоскости изменения КМ каждой пары ГД вводятся линии b_i , ортогональные линиям a_i , см. рис. 2а. Направления осей роторов нечетных и четных ГД в парах $i = 1 \div 3$ зафиксированы в корпусе КА с помощью арретиров по линиям b_i при углах $\beta_{2i-1} = \beta_{2i} - \pi$ гироскопов. При последовательном разгоне роторов в парах ГД с одинаковыми ускорениями инерционные возмущающие моменты компенсируются, поэтому КМ роторов всех ГД достигают номинального значения без возмущающих моментов на угловое движение корпуса КА. При развороте двух ГД с противоположными векторами КМ в разные стороны с одинаковыми скоростями относительно осей подвеса создаваемые ими гироскопические моменты складываются, поэтому в процессе приведения SGK в парковое состояние такие развороты ГД выполняются *одновременно* во всех трёх парах. Для схемы 2-SPE разгон роторов и приведение SGK к парковому состоянию выполняется аналогичным способом.

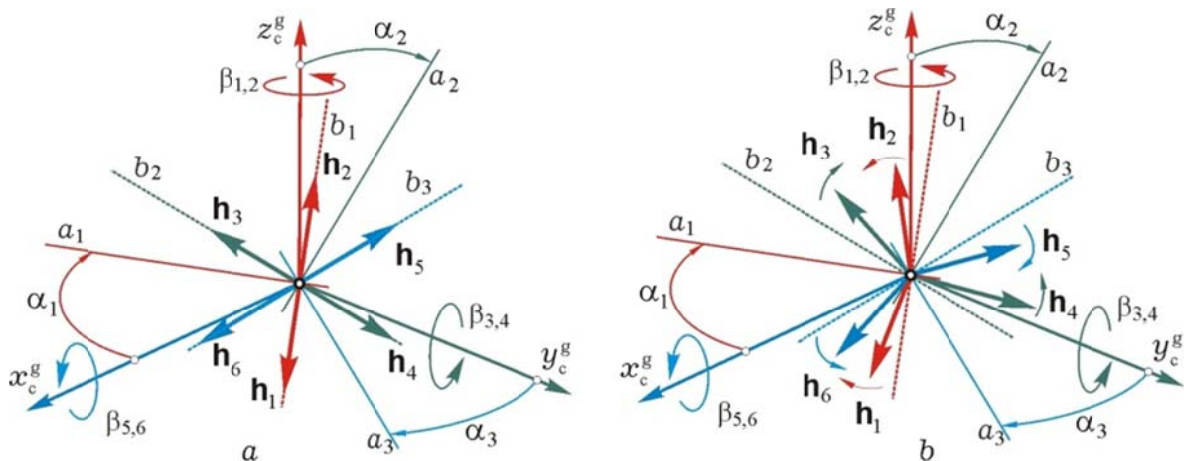


Рис. 2. Схемы разгона роторов в трёх парах ГД (а) и приведения SGK в парковое состояние (б)

Включение SGK в контур цифрового управления ориентацией космического аппарата выполняется при согласованном управлении SGK и ДУ для достижения баланса механической системы по вектору \mathbf{G} суммарного кинетического момента.

Компьютерная имитация целевого применения. Рассмотрена задача сканирующей оптико-электронной космической съемки окрестностей Тулузы, Парижа и Лондона, когда спутник землеобзора движется по солнечно-синхронной орбите высотой 720 км, рис. 3.

При отсчете времени t от момента пролета восходящего узла орбиты выполнен аналитический синтез закона наведения КА для следующих данных:

ориентация КА в орбитальной системе координат $\forall t \in [0, 680]$ с;
 первый поворотный манёвр (ПМ-1) длительностью 40 с $\forall t \in [680, 720]$ с;
 маршрут сканирования Тулуза $\forall t \in [720, 740]$ с; ПМ-2 длительностью 60 с $\forall t \in [740, 800]$ с;
 маршрут сканирования Париж $\forall t \in [800, 815]$ с; ПМ-3 длительностью 40 с $\forall t \in [815, 855]$ с;
 маршрут сканирования Лондон $\forall t \in [855, 870]$ с.

Результаты имитации управления ориентацией КА (1) при выполнении такого задания представлены на рисунках 4 и 5. В полной статье приводятся результаты имитации гиросилового управления космическим роботом при инспекционном облёте геостационарного спутника [9].



Рис. 3. Три маршрута наблюдения на карте

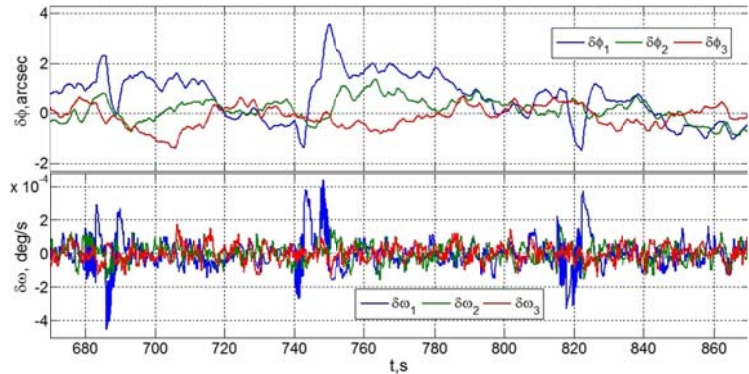


Рис. 4. Ошибки стабилизации КА по углам и угловым скоростям

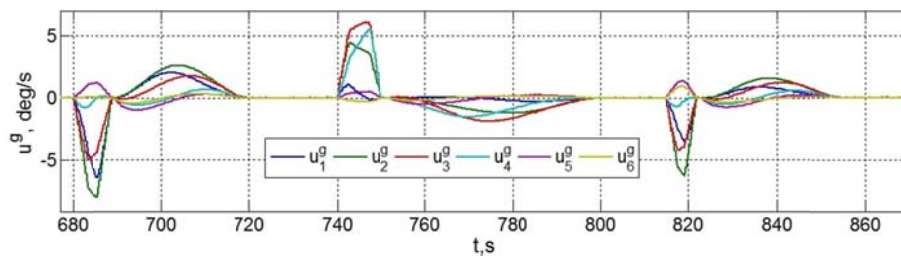


Рис. 5. Цифровые команды управления шестью гиросдинами в составе кластера по схеме 3-SPE

Заключение. Представлены методы цифрового управления кратными силовыми гироскопическими кластерами в основных режимах и новые результаты исследований авторов.

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ЛИТЕРАТУРА

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
2. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сорокин А.В., Платонов В.Н. Управление силовыми гироскопическими комплексами космических аппаратов. Сборник материалов X Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург. 2003. С. 278–294.
3. Токарь Е.Н., Легостаев В.П., Платонов В.Н., Седых Д.А. Кратные гиросиловые системы. *Космические исследования*. 1981. Том 19. № 6. С. 813–822.
4. Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гироскопических комплексов кратных схем. *Гироскопия и навигация*. 2013. № 1(80). С. 134–148.
5. Somov S., Butyrin S. Guidance and robust pulse-width control of an information satellite at initial, service and emergency modes. *IFAC Proceedings Volumes*. 2011. Vol. 44. № 1. P. 2072–2077.
6. Сомов С.Е. Разгон гироскопов и включение избыточного кластера гироскопов в контур управления ориентацией информационного спутника. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2017. Том 19. № 4. С. 130–138.
7. Somov S., Somov Ye., Butyrin S., Somova T. A spin-up of the rotors and enable a control gyro cluster into the spacecraft attitude system. *Math. Eng. Sci. Aerosp.* 2019. Vol. 10. № 3. P. 451–462.
8. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Полетная идентификация и силовая гироскопическая стабилизация слабо демпфированной конструкции крупногабаритного спутника. *Проблемы управления*. 2013. № 2. С. 51–57.
9. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Attitude and orbit control of a space robot at launching, rendezvous and checking the geostationary satellite state. *Math. Eng. Sci. Aerosp.* 2022. Vol. 13. № 1. P. 11–24.

Ye.I. Somov, S.A. Butyrin, S.Ye. Somov, T.Ye. Somova (Samara State Technical University, Samara). **Control of multiple gyrodyne clusters in spacecraft orientation systems**

The methods for digital control of multiple gyroscopic moment clusters based on single-gimbal power gyroscopes (gyrodines – the main drives of spacecraft attitude control systems) during acceleration of their gyro-rotors, bringing the cluster into a park state and its inclusion in the control system loop are considered. The results of research on gyro-moment attitude control of the information satellites and space robots serving them are presented.

Е. И. СОМОВ, Т. Е. СОМОВА, С. А. БУТЫРИН, С. Е. СОМОВ
(Самарский государственный технический университет, Самара)

ПРЕЦИЗИОННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ ИЗОБРАЖЕНИЯ В ТЕЛЕСКОПЕ СПУТНИКА НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ

Рассматривается система точной стабилизации скорости изображения, встроенная в космический телескоп для сканирующего наблюдения наземных объектов. В модели системы учитываются офсетное гидирование и физический гистерезис пьезокерамического привода для компенсации погрешности стабилизации скорости изображения. Представляются алгоритмы дискретной фильтрации и цифрового управления, методы наземной и полетной верификации, а также полученные результаты компьютерной имитации.

Введение. За последние три десятилетия *NASA* и *ESA* создали ряд крупных космических астрономических инструментов – космический телескоп *Хаббл* (1990, апертура 2,4 м), космические обсерватории *Планк*, *Кеплер* (2009) и *Гершель* (2013, апертура 3,5-м). К системе управления ориентацией (СУО) этих обсерваторий предъявлялись уникальные требования по точности угловой стабилизации (например, для обсерватории *Кеплер* – доли угловой секунды), которые были реализованы по стандартной схеме с применением датчиков офсетного гидирования (ДОГ) в фокальной плоскости (ФП) телескопа и кластера двигателей-маховиков [1,2]. В декабре 2021 г. был запущен космический телескоп *Джеймс Уэбб* (*James Webb Space Telescope* – *JWST*, <https://jwst.nasa.gov/>) для наблюдения в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне. Этот телескоп реализован по схеме *Корнса* с фокусным отношением $f/20,2$ и главным зеркалом в виде составного регулируемого отражателем диаметром 6,5 м при нониусном методе достижения высокой точности стабилизации изображения: I каскад – угловая стабилизация корпуса телескопа; II каскад – стабилизация положения изображения в ФП с помощью малых перемещений следящего зеркала – компенсатора движения изображения (КДИ). Необходимо отметить, что система стабилизации положения изображения, встроенная в астрономический телескоп, и её применение по нониусному способу были изобретены в СССР [3] почти 50 лет назад.

Рассматривается космический аппарат (КА) землеобзора, оснащенный телескопом с матрицами оптико-электронных преобразователей (ОЭП) в его ФП. В процессе съемки заданных участков поверхности Земли совокупностью маршрутов их сканирования (рис. 1) матрицы ОЭП «работают» в режиме временной задержки и накопления (ВЗН). При совместной работе СУО и встроенной в телескоп системой стабилизации (СС) скорости движения изображения (СДИ)

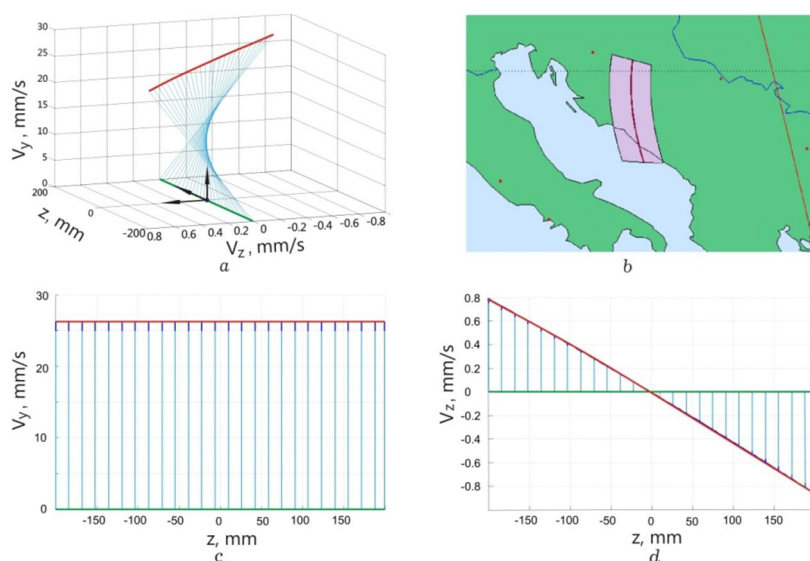


Рис. 1. Распределение продольной (ILV) и поперечной (ICV) скоростей изображения вдоль главной центральной линии в фокальной плоскости телескопа при съемке с выравниванием ILV: пространственное распределение (a), отображение маршрута на карте (b), распределение ILV (c) и распределение ICV (d)

требуемая точность стабилизации достигается нониусным способом [4]. В статье решаются задачи синтеза алгоритмов фильтрации сигналов ДОГ и цифрового управления пьезокерамическим приводом КДИ [5], анализа динамики системы стабилизации СДИ на основе компьютерной имитации и разработки методов наземной и полетной верификации этой системы.

Стабилизация скорости изображения. Вводятся системы координат и представляются авторские методы аналитического синтеза законов наведения КА землеобзора для выполнения основных типов сканирующей съёмки – объектовой, площадной, стереосъёмки и др. [6], рис. 1.

Пьезокерамический привод КДИ. На рисунке 2 представлена схема пьезопривода [5], который имеет трубчатую конструкцию с возможностью изгиба в двух ортогональных плоскостях и содержит пьезокерамический элемент (1), эластичные прокладки (2), корпус (3) и КДИ (4) – плоское зеркало. Проблема моделирования привода связана с гистерезисом пьезокерамики в его конструкции при совмещении свойств упругого подвеса и электромеханического двигателя. В статье приводится развитие авторской модели пьезопривода [7], где физический гистерезис описывается дифференциальным включением с разрывной правой частью и 6 параметрами.

Алгоритмы дискретной фильтрации сигналов ДОГ основаны на оригинальных авторских соотношениях для вычисления продольной ($ILV \tilde{v}_y^i$) и поперечной ($ICV \tilde{v}_z^i$) компонент вектора нормированной СДИ в любой точке ФП при произвольном типе съёмки. Возможность определения векторов угловой скорости КА и нормированной СДИ непосредственно по снимкам наземных объектов, получаемых при сканирующей съёмке, возникает при наличии не менее двух линеек ОЭП, расположенных в ФП телескопа с обязательным перекрытием в направлении продольной СДИ. Авторская методика решения такой задачи кратко представлена в [8]. ДОГ реализуется 4 наборами измерительных матриц ОЭП, симметрично закрепленных в периферийной части ФП, при дискретной фильтрации измерений одновременно во всех 4 наборах таких матриц по методу наименьших квадратов в векторном представлении. В итоге вычисляются оценки векторов угловой скорости КА и нормированной СДИ в центре ФП телескопа.

Алгоритмы цифрового управления соответствуют пропорционально-интегральным законам управления при согласовании частоты его квантования с резонансной частотой пьезопривода.

Анализ динамики системы стабилизации СДИ. В системе стабилизации СДИ используется дискретная рекуррентная фильтрация векторного рассогласования скорости изображения с частотой 32 Гц и астатический цифровой закон управления пьезоприводом с частотой 16 Гц. Закон управления системы был синтезирован с обеспечением частоты 5,7 Гц её полосы пропускания и учетом временного запаздывания [9]. На рисунке 3 представлены компоненты вектора ошибки нормированного СДИ в центре ФП телескопа без включения (синий цвет) и при работе (красный цвет) встроенной системы стабилизации СДИ. Здесь ясно видно, что применение этой системы обеспечивает улучшение точности стабилизации СДИ не менее чем в 50 раз.

Верификация системы стабилизации СДИ. Наземная проверка, калибровка и настройка встроенной в телескоп системы осуществляется по оригинальной схеме: корпус телескопа закреплен на стенде, его оптическая ось направлена на экран или монитор full HD (рис. 4) с движущимися изображениями наземных целей. Эти подвижные изображения формируются помощью компьютерной имитации пространственного движения спутника землеобзора и цифровых карт местности в процессе сканирующего оптико-электронного наблюдения, см. рис. 4.

Полётная верификация проводится при лётных испытаниях КА с использованием наземных

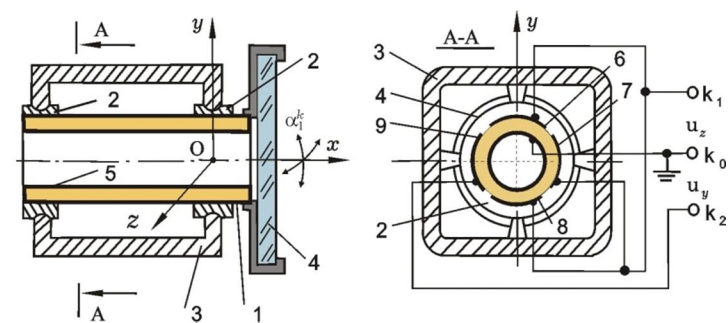


Рис. 2. Схема двухступенного пьезокерамического привода КДИ

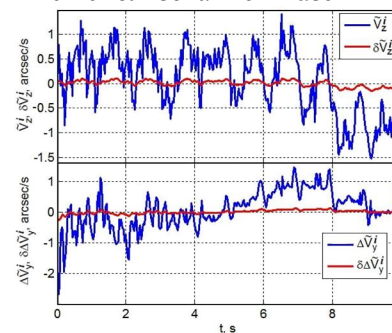


Рис. 3. Ошибки встроенной СС СДИ



Рис. 4 Схема наземной проверки встроенной СС СДИ

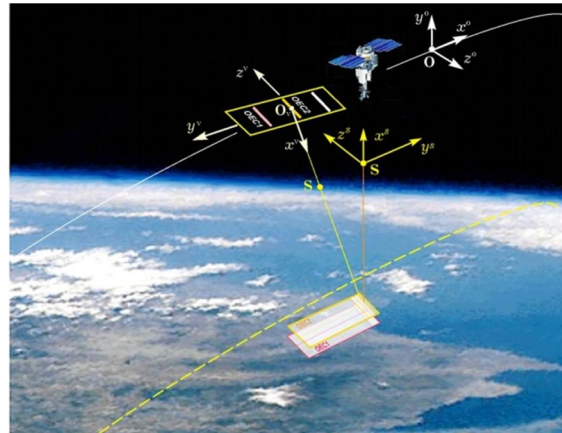


Рис. 5. Схема полетной проверки встроенной СС СДИ

полигонов, где известны координаты и форма реперов. На рис. 5 представлена схема полётной проверки, калибровки и настройки системы стабилизации СДИ. Здесь представлена только одна из четырех измерительных матриц ОЭП с ВЗН, в каждой из них обрабатывается видеoinформация, полученная от двух последовательных линеек ОЭП, см. рис. 5, и одновременно выполняется анализ диспаратности изображений наземных объектов. При последующем полёте спутника время от времени рационально сканировать участки земной поверхности в окрестности трассы КА, для которых имеются карты местности, например карты крупных городов.

Заключение. В развитие статьи [10] представлены новые результаты по синтезу алгоритмов фильтрации и цифрового управления, анализу системы стабилизации скорости движения изображения в космическом телескопе и по разработке методов верификации этой системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Сомов Е.И.** Офетное гидирование и нониусная стабилизация изображения большого космического астрономического телескопа. Сборник материалов XX Санкт Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт Петербург. 2013. С. 221–229.
2. **Сомов Е.И., Бутырин С.А.** Техническое зрение в системе нониусной стабилизации изображения космического астрономического телескопа. *Техническое зрение*. 2013. № 1. С. 5–14.
3. **Дулькин Л.З., Сомов Е.И.** Астрономический телескоп с прецизионной стабилизацией положения изображения. Авторское свидетельство СССР № 558595, 1975.
4. **Somov Ye.I., Butyrin S.A., Matrosov V.M.** et al. Ultra-precision attitude control of a large low-orbital space telescope. *Control Engineering Practice*. 1999. Vol. 7. № 7. P. 1127–1142.
5. **Сомов Е.И.** Устройство для отклонения луча. Авторское свидетельство СССР № 543301. 1974.
6. **Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Сомов С.Е.** Оптимизация режимов сканирующей оптико-электронной съемки и 3D-анимация движения спутника землеобзора. *Техническое зрение*. 2013. № 1. С. 15–22.
7. **Somov Ye.I.** Model of physical hysteresis and control of the image motion oscillations at a large space telescope. Proc. 2nd International Conference on Control of Oscillations and Chaos. Saint Petersburg. 2000. Vol. 1. P. 70–75.
8. **Сомов Е.И., Бутырин С.А.** Комплексование наблюдательной и навигационной информации для верификации работы системы управления спутника и улучшения измерительных свойств космических снимков. *Механика, управление, информатика*. 2012. № 8. С. 138–142.
9. **Сомов Е.И.** Робастная стабилизация упругих космических аппаратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении. Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 2. С. 124–143.
10. **Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T.** Nonius stabilization of an image motion velocity in the telescope of an Earth observing satellite. *Math. Eng. Sci. Aerosp.* 2022. Vol. 13. № 1. P. 51–62.

Ye.I. Somov, T.Ye. Somova, S.A. Butyrin, S.Ye. Somov (Samara State Technical University, Samara). **Precision image velocity stabilization in telescope of the Earth survey satellite**

A system of precise image velocity stabilization built into a space telescope for scanning observation of terrestrial objects is considered. The system model takes into account an offset guiding and physical hysteresis of the piezo-ceramic drive to compensate the error of image velocity stabilization. Algorithms of discrete filtering and digital control, methods of terrestrial and flight verification, as well as the results of computer simulation are presented.

Е. И. СОМОВ, С. А. БУТЫРИН, С. Е. СОМОВ, Т. Е. СОМОВА
(Самарский государственный технический университет, Самара)

СРАВНЕНИЕ КЛАСТЕРОВ МАХОВИКОВ И ГИРОДИНОВ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ СПУТНИКОВ И ОБСЛУЖИВАЮЩИХ ИХ РОБОТОВ

Сравниваются динамические свойства минимально избыточных кластеров двигателей-маховиков и гироскопов в системах управления информационных спутников и обслуживающих их космических роботов. Представлены результаты компьютерной имитации нелинейных динамических процессов, подтверждающие эффективность созданных цифровых алгоритмов управления.

Введение. Для управления ориентацией космических аппаратов (КА) традиционно применяются электромеханические приводы в виде кластера двигателей-маховиков (ДМ) и силового гироскопического кластера (СГК) на основе гироскопов (ГД) [1,2], рис. 1 и 2. Выбор основного привода системы управления ориентацией (СУО) любого КА основан на требованиях его целевого назначения. Здесь основными являются динамические показатели – размер и форма областей вариации векторов управляющего момента и кинетического момента (КМ), мощность и затраты электроэнергии, а дополнительными – масса и габариты кластеров, а также технологическая сложность их реализации и надежность при длительной работе в космических условиях.

В статье [3] выполнен сравнительный анализ кластеров на основе четырех ДМ классических схем *NASA* и *General Electric (GE)*, в [4,5] исследована задача обеспечения живучести СУО при отказах любых двух ДМ в составе кластера по схеме *GE*, см. рис. 1. Уже в конце 60-х из-за свойства усиления момента ГД стали фаворитами в управлении ориентацией крупногабаритных и маневренных низкоорбитальных КА [6]. Оценки значений мощности и затрат электроэнергии кластеров ДМ и ГД по их моделям весьма затруднительны, поэтому для получения таких оценок в [7] были созданы аналитические соотношения, основанные на достигнутых технических характеристиках уже реализованных ДМ и ГД с собственными КМ до 100 Нмс.

Цель статьи состоит в сравнении основных характеристик кластеров ДМ и ГД для управления ориентацией КА и обслуживающих их космических роботов-манипуляторов (КРМ).

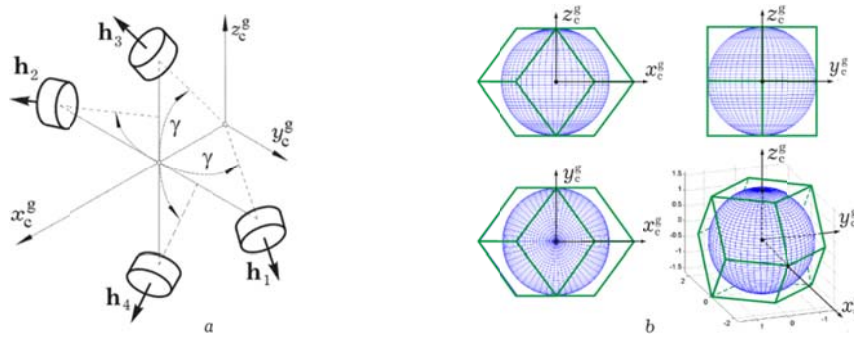


Рис. 1. Кластер ДМ по схеме *GE* (a) и область вариации вектора его КМ (b)

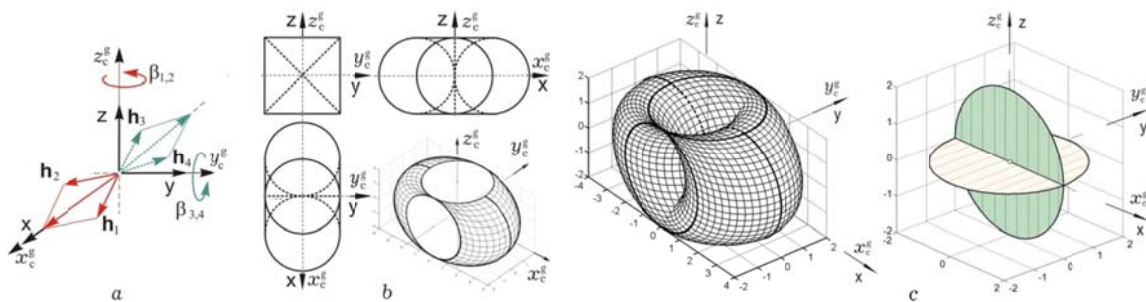


Рис.2. Схема СГК (a), область вариации вектора КМ (b) и множества естественных сингулярных состояний (c)

Управление электромеханическими приводами. СУО информационных спутников (навигации, геодезии, связи, наблюдения Земли) и КРМ оснащаются приводами с характеристиками,

которые соответствуют задачам КА. Здесь выделяется КА, для которых СУО должна обеспечивать требуемый высокий уровень углового ускорения на ограниченных временных интервалах – спутники землеобзора при некоторых видах сканирующей съемки и КРМ для ряда операций технического обслуживания спутников на солнечно-синхронных и геосинхронных орбитах.

Для кластера четырех ДМ главная проблема заключается в распределении векторов его кинетического \mathbf{H} и управляющего $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}'$ моментов между ДМ, что сводится к двум уравнениям $\mathbf{A}\mathbf{h} = \mathbf{H} \quad \forall \mathbf{H} \in \mathbf{R}^3, \mathbf{h} \in \mathbf{R}^4$; $\mathbf{A}\mathbf{m} = -\mathbf{M}^r = \mathbf{H}'$; $\forall \mathbf{M}^r \in \mathbf{R}^3, \mathbf{m} \in \mathbf{R}^4$. Применяемый подход к решению этих уравнений основан на использовании скалярной функции настройки для однозначного распределения векторов \mathbf{H} и $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}'$ между ДМ по явным аналитическим соотношениям [8]. Эта же проблема успешно решена [8,9] для СГК кратной схемы *2-SPE* (*2 Scissored Pair Ensemble*, набор 2 ножничных пар), см. рис. 2, также с помощью функции явной настройки.

Расчёт энергетических характеристик кластера ДМ и СГК использует классическую постановку обратной задачи динамики твердого тела: известно изменение его координат в процессе углового перемещения на заданном интервале времени, необходимо определить вектор управляющего момента, прилагаемого к твердому телу. В развитие [10], здесь для оценки мощности и затрат энергии кластеров ДМ и ГД с явными законами настройки применяются аналитические соотношения [7] для расчета этих показателей для каждого ДМ либо гироидина.



Рис.3. Маршруты сканирования на карте

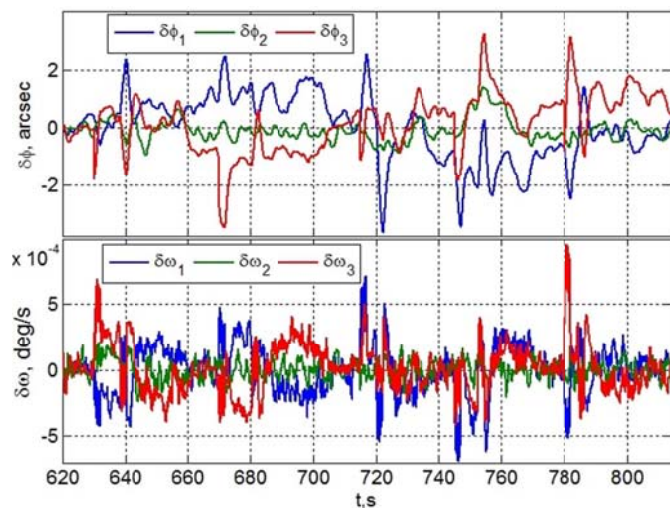


Рис. 4. Ошибки стабилизации по углу и угловой скорости

Сравнение кластеров ДМ и ГД в СУО спутников и космических роботов. Сравнение выполнено для КА двух классов, именно спутника сканирующего землеобзора с солнечно-синхронной орбиты и космического робота-манипулятора при торможении пространственного вращения связки КРМ с геостационарным спутником связи (ГСС) после завершения их стыковки с последующей стабилизацией этой конструкции в орбитальной системе координат (ОСК).

На рисунке 3 представлена карта с маршрутами сканирования окрестностей Беневенто, Рима, Флоренции, Падуи и Мюнхена, которые были рассчитаны при автоматизированном синтезе закона углового наведения спутника в процессе его орбитального полёта. В СУО основной электромеханический привод был представлен кластером четырёх ДМ по схеме *GE*, см. рис 1. Погрешности реализации этого закона наведения по углам и угловым скоростям приведены на рис. 4. Здесь нетрудно видеть, что используемый привод СУО имеет небольшой дефицит возможности создания углового ускорения спутника, см. например второй поворотный маневр $\forall t \in [670, 705]$ с от завершения маршрута *Беневенто* до начала маршрута *Рим*. При использовании же СГК с КМ гироидинов, равных максимальным значениям кинетических моментов ДМ, существенно уменьшаются ошибки стабилизации, особенно при поворотных манёврах КА, что объясняется устранением ограничений привода по созданию потребного углового ускорения.

На рисунках 5 – 8 представлены переходные процессы при успокоении связки КРМ с ГСС в ОСК после стыковки. Здесь цветом выделены переменные по каналам рыскания (синий), крена (зелёный) и тангажа (красный цвет), а модуль вектора \mathbf{H} КМ соответствующего кластера отме-

чен чёрным цветом. Сопоставление убеждает, что при одинаковых ресурсах кластеров по области вариации КМ переходные процессы в СУО с кластером ДМ затягиваются почти в 2 раза.

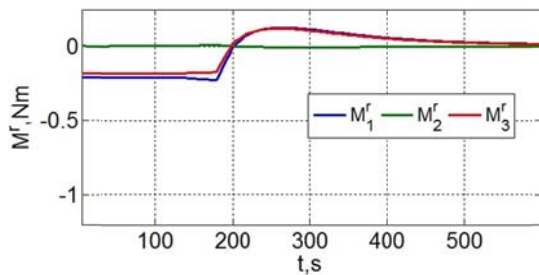


Рис.5. Управляющие моменты кластера ДМ

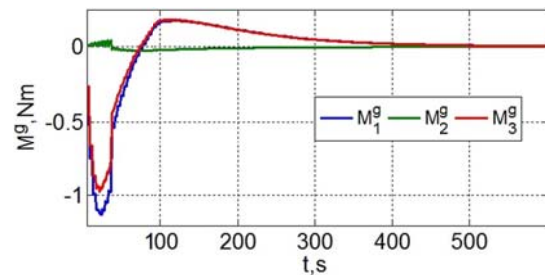


Рис.7. Управляющие моменты СГК

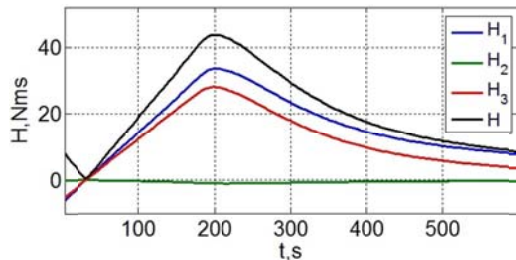


Рис.6. Кинетические моменты кластера ДМ

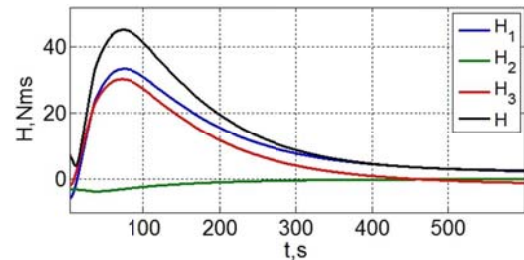


Рис.8. Кинетические моменты СГК

Заключение. Выполнено сравнение динамических свойств кластеров двигателей-маховиков и гироскопов в системах управления космических аппаратов. Представлены результаты компьютерной имитации, подтверждающие эффективность созданных алгоритмов управления.

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ЛИТЕРАТУРА

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
2. Markley F.L., Crassidis J.L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control. New York: Springer, 2014. 486 p.
3. Сомов С., Сомова Т. Анализ динамических характеристик кластеров маховиков в системе управления ориентацией космического аппарата. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2021. Том 23. № 6. С. 119–125.
4. Сомов С., Сомова Т. Обеспечение живучести системы управления космическим аппаратом при критических отказах реактивных маховиков. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2021. Том 23. № 2. С. 66–74.
5. Somov S., Somova T. Ensuring survivability of spacecraft attitude control system at failures in flywheel cluster. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*. 2021. Vol. 14. № 1. P. 89–98.
6. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сорокин А.В., Платонов В.Н. Управление силовыми гироскопами космических аппаратов. Сборник материалов X Санкт Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт Петербург. 2003. С. 278–294.
7. Votel R., Sinclair D. Comparison of control moment gyros and reaction wheels for small Earth-observing satellites. Proc. 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah. 2012. № SSC12-X-1. P. 1–7.
8. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Анализ динамических свойств маховиков и гироскопов для управления космическим роботом на геостационарной орбите. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2021. Том 23. № 2. С. 84–90.
9. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite. *Math. Eng. Sci. Aerosp.* 2019. Vol. 10. № 3. P. 421–432.
10. Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И. Сравнение моментных свойств кластеров маховиков и гироскопов при стыковке космического робота с геостационарным спутником. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2022. Том 24. № 1. С. 105–113.

Ye.I. Somov, S.A. Butyrin, S.Ye. Somov, T.Ye. Somova (Samara State Technical University, Samara). **Comparison of flywheels and gyroscopes clusters in control systems for satellites and servicing them robots**

The dynamic properties of minimally redundant clusters of flywheels and gyroscopes in the control systems of information satellites and space robots serving them are compared. The results of computer simulation of nonlinear dynamic processes are presented, confirming the effectiveness of the created digital control algorithms.

Д.С. ЧУЙКО, П.А. БЛИНОВ

(АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Московская область, г. Королёв)

Н.П. ТОРОПОВ, К.С. САМСОНОВ

(АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», Московская область, г. Королёв,
ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (националь-
ный исследовательский университет)», Москва)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАЛОРАЗМЕРНОГО УПРАВЛЯЕМОГО ИЗДЕЛИЯ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ НА РАННЕМ ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

В данной работе разработана методика определения модальных параметров малоразмерного управляемого изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования. В качестве модальных параметров рассмотрены собственные частоты, формы изделия и демпфирование. Процесс определения параметров основан на проведении частотных испытаний в лаборатории. Результаты эксперимента использованы для проведения валидации конечно-элементной модели изделия и выполнения исполнительного расчета на флаттер. Разработанная методика успешно применяется при исследовании малоразмерных изделий ракетной техники.

Введение. В настоящее время существует большое количество методик определения модальных параметров изделий ракетной техники. Данные методики делятся на расчетные, экспериментальные и расчетно-экспериментальные [1]. Большинство из них подразумевают длительный и ресурсоемкий процесс определения необходимых параметров – свойств конструкции, которые в полной мере описывают модальные характеристики изделия. К таким характеристикам относятся частоты, формы колебаний и демпфирование. Среди всех методик целесообразно выбрать наиболее актуальную, то есть такую, которая требует меньше ресурсных мощностей и временных затрат. Также выбранная методика должна учитывать особенности изделия с точки зрения аэроупругой устойчивости и флаттера [2].

На текущий момент реализованы и апробированы способы определения модальных параметров изделий ракетной техники, масса которых превышает 150 кг [3]. Такими изделиями являются управляемые ракеты, масса которых может достигать порядка тонны. Одновременно с этим существуют методики получения модальных параметров изделий массой до 50 кг [4]. Однако, как правило, такие изделия не имеют четко выраженных крыльев и рулей, что приводит к низкой вероятности возникновения флаттера и аэроупругой неустойчивости, так как наиболее распространенный вид флаттера – корпусно-рулевой. Примерами таких типов изделий являются противотанковые управляемые и неуправляемые ракеты. В связи с вышесказанным, основной проблемой является отсутствие готовой методики определения модальных параметров изделий ракетной техники массой свыше 50 кг и до 150 кг на раннем этапе проектирования.

Данная работа посвящена решению проблемы определения модальных параметров малоразмерного управляемого изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования [5] с дальнейшим использованием результатов для валидации конечно-элементной модели (КЭМ) [6] изделия и выполнения расчета на флаттер и аэроупругую устойчивость.

Определение модальных параметров. Объектом проводимого исследования является симметричное малоразмерное изделие ракетной техники – летательный аппарат, построенный по схеме верхнеплан с Х-образным расположением рулей. Масса изделия около 60 кг. Летательный аппарат исследован на начальном этапе проектирования, то есть геометрический облик крыльев и рулей определен и будет изменяться незначительно, а параметры корпуса необходимо получить по результатам проведенных исследований. Предварительный облик корпуса определен из условия высоких значений аэродинамического качества и аэродинамических характеристик изделия, а также выполнения им тактико-технических характеристик [7]. На данном этапе проведения исследования штатная аппаратура в корпусе задается габаритно-массовыми макетами, имеющими схожие геометрические и массовые параметры. В качестве

аппаратуры рассматриваются следующие элементы: система наведения, блоки управления, агрегаты, полезная нагрузка, силовая установка.

Предметом исследования являются модальные характеристики малоразмерного управляемого изделия. На основании данных характеристик на дальнейших этапах проводится расчет на флаттер и аэроупругую устойчивость [8] КЭМ валидированной по результатам проведенных частотных испытаний (ЧИ) [9]. Испытания проводятся в лаборатории аэросервоупругости расчетно-экспериментального отдела 102 АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение». Наиболее распространенный вид флаттера – корпусно-рулевой, то есть в рамках данной работы рассмотрено взаимодействие корпуса изделия с несущими поверхностями.

На начальном этапе выполнения работы определены исследуемые элементы конструкции. Затем сформированы параметры вибронагружения, расположение датчиков и мест нанесения ударных воздействий. Определен способ регистрации экспериментальных данных и обработки регистрируемых данных. По полученным данным сформированы результаты проведенных испытаний и определены модальные параметры изделия.

Подготовка к проведению испытаний. В качестве исследуемых элементов при проведении испытаний выбраны те элементы конструкции изделия, которые оказывают наибольшее влияние на динамическую потерю устойчивости. Для малоразмерного изделия такими элементами являются фюзеляж или корпус, рули и консоли крыла. Во время проведения эксперимента изделие вывешено на упругих элементах для уменьшения влияния крепления на общую жесткость. Крепление изделия производится за силовые элементы конструкции.

При проведении экспериментального модального анализа малоразмерного изделия выбран метод виброударного нагружения исходя из необходимости оперативного проведения эксперимента и получения необходимых параметров. Метод ударного воздействия представляет из себя импульсное воздействие на изделие с помощью специального ударного молотка. Данный метод состоит в нанесении ряда ударов виброударным молотком по выбранным точкам изделия. Таким образом, для проведения ЧИ и получения модальных характеристик требуется следующее оборудование: виброударный молоток, зарядовые акселерометры в количестве 8 штук, измерительный комплекс. Количество данного оборудования невелико по сравнению с проведением испытаний изделий больших габаритов [3], что позволило провести испытания и анализ результатов в короткие сроки.

Регистрация и обработка экспериментальных данных. Установка датчиков произведена таким образом, чтобы была возможность регистрировать наиболее информативные перемещения, а именно, была возможность различить формы колебаний друг от друга. Схема расположения датчиков на крыльях, рулях и корпусе, а также расположение точек для нанесения ударных воздействий указана на рисунке 1. На рисунке 1 обозначено: О – датчики, X – места нанесения удара.

Для возможности идентификации изгибных и крутильных форм колебаний руля и консоли крыла малогабаритного изделия 8 датчиков установлены по периметру руля и крыла. Удары наносятся в местах наибольшего перемещения для соответствующего тона (точки 1,2). Контроль корректности проведения эксперимента осуществлена путем нанесения дополнительного удара в точке 3. Для определения первого и второго тона изгибных колебаний корпуса установлено 8 датчиков по всей длине. Идентификация первого вертикального изгибного тона корпуса реализована ударом в центральный шпангоут изделия (точка 1) в месте предполагаемой пучности, для идентификации второго тона удары производятся в точках 2, 3. При испытаниях корпуса на кручение ударные воздействия наносятся в узлы крепления рулей к фюзеляжу.

Обработка результатов лабораторных испытаний проведена с использованием специализированных пакетов WinПОС и ЭМА (экспериментальный модальный анализ) производится обработка полученных результатов. Модальные параметры, такие как собственные частоты, собственные формы и демпфирование, определяются заранее выбранным способом – экспериментальным модальным анализом, основная особенность которого заключается в обработке результатов в частотной области [10].

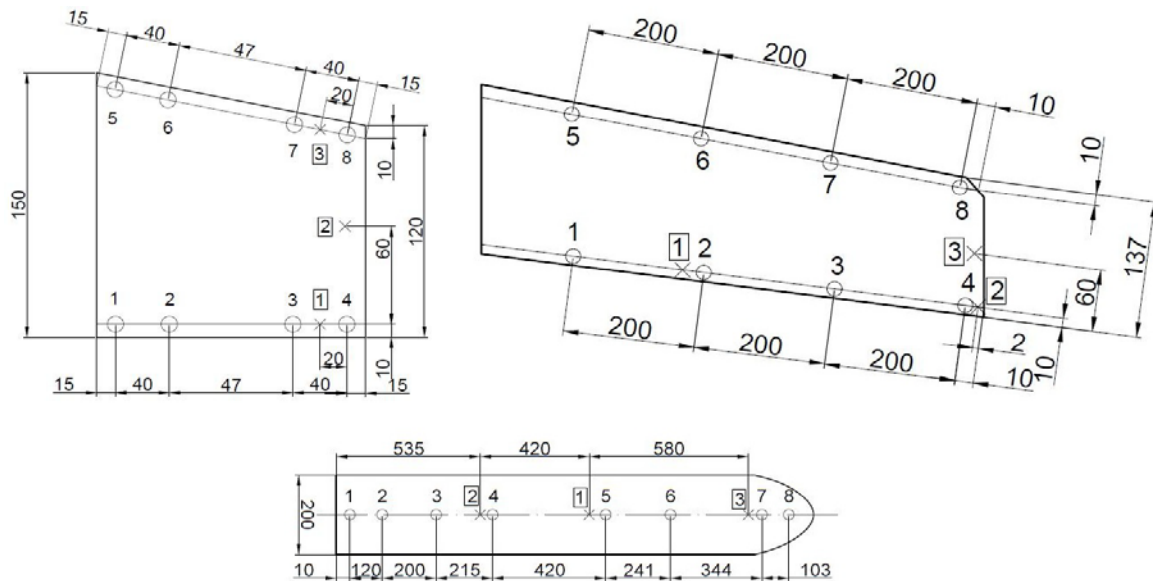


Рис. 1. Схема расположения датчиков на крыльях, рулях и корпусе, а также расположение точек для нанесения ударных воздействий

Результаты испытаний. Данные модальных характеристик исследуемых элементов конструкции, таких как корпус, рули и консоли крыла, полученные в результате испытаний, сведены в таблицу 1.

Таблица 1

Модальные характеристики малогабаритного изделия

Объект испытаний	Форма	Частота, Гц	Демпфирование, %
Правое крыло	Первая изгибная	23,07	5,7
	Вторая изгибная	105,5	2,3
	Первая крутильная	184,6	2,2
Левое крыло	Первая изгибная	22,3	2,9
	Вторая изгибная	103,4	2,5
	Первая крутильная	168,5	7,7
Корпус	Первая изгибная в вертикальной плоскости	85,7	3,6
	Вторая изгибная в вертикальной плоскости	273,6	3,7
	Первая изгибная в горизонтальной плоскости	125,2	5,2
	Первая крутильная	247,2	6,4

В результате проведенных ЧИ получены модальные характеристики, на основании которых формируется геометрический облик корпуса малогабаритного изделия ракетной техники с высокими значениями аэродинамического качества и аэродинамических характеристик всего изделия, а также выполнения им тактико-технических характеристик. Учитывая параметры данного облика, на дальнейших этапах проектирования формируются исходные данные по внутренней компоновке и наполнению корпуса оборудованием.

Заключение. В результате выполненной работы и проведенного исследования была разработана методика получения модальных характеристик малоразмерного изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования. Результаты, полученные при использовании разработанной методики, применяются для выполнения валидации КЭМ изделий, масса которых выше 50 кг и до 150 кг. Валидированные модели на следующих этапах рассчитываются на флаттер и аэроупругую устойчивость. Применение методики позволило сформировать геометрический облик корпуса малогабаритного изделия, при условии его взаимодействия с несущими поверхностями с сохранением максимального аэродинамического качества и аэродинамических характеристик, а также обеспечить отсутствие возникновения аэроупругой неустойчивости и безопасность от флаттера для всего изделия. На основании расчетов выданы рекомендации к исходным данным по оснащению оборудованием корпуса малоразмерного управляемого изделия ракетной техники на раннем этапе проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Карклэ П.Г., Смыслов В.И.** Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. Москва: Техносфера, 2017. 156 с.
2. **Парафесь С.Г., Смыслов В.И.** Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости. Постановка и методы решения задачи. М.: Издательство «Техносфера», 2018. 182 с.
3. **Мензульский С.Ю., Бура Р.В.** Определение модальных характеристик и расчетные исследования по обеспечению безопасности летательного аппарата от флаттера // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 12 (84). С. 8.
4. **Бернс В.А., Долгополов А.В., Маринин Д.А.** Модальный анализ конструкции по результатам испытаний их составных частей // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. – 2014. – 9 с.
5. **Болдырев А.В., Комаров В.А.** Использование высокоточного моделирования на ранних стадиях проектирования конструкций летательных аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2012. – 9 с.
6. Применение метода конечных элементов. Перевод с английского канд. физ.-мат. наук **А.А. Шестакова**, под редакцией д-ра физ.-мат. наук **Б.Е. Победри**. Издательство «Мир», Москва, 1979.
7. **Павлов М.С., Каравацкий А.К., Костюшин К.В., Исмаилов К.К., Костюшина Н.О. Орлов С.А.** Оптимальное проектирование корпуса беспилотного летательного аппарата // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2021. 8 с. DOI: 10.17223/19988621/73/7.
8. **Шклярчук Ф.Н.** Колебания и аэроупругость летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 1981. 90 с.
9. **Межин В.С., Обухов В.В.** Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. 6 с.
10. **Барина К.И., Долгополов А.В., Орлова О.А., Пронин М.А.** Анализ флаттерных характеристик на основе обобщенных параметров собственных тонов колебаний // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2021. № 1. С. 95-102. DOI: 10.15593/perm.mech/2021.1.10.

D.S.Chuyko, P.A.Blinov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city), N.P.Toropov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city), K.S.Samsonov ("Joint Stock Company "Tactical Missiles Corporation", Korolyov city). **Identification of modal parameters of a small-sized guided missile technology product at an early design stage**

In this labor, a method has been developed for determining the modal parameters of a small-sized guided missile technology product at an early design stage. Natural frequencies, product shapes and damping are considered as modal parameters. The process of determining parameters is based on conducting frequency tests in the laboratory. The results of the experiment were used to validate the finite element model of the product and perform an executive calculation on the flutter. The developed technique is successfully used in the study of small-sized rocket technology products.

А.П. ЗЫКОВ
(АО «ГосНИИП», Москва)

МЕТОД ПРЕДОБРАБОТКИ ПОЛУТОНОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Предлагается эффективный с вычислительной точки зрения метод предобработки полутоновых изображений для отделения низкочастотной составляющей и снижения уровня шума. Данные интерпретируются, как набор точек двумерного случайного поля, для которого строится тренд в виде полиномиальной поверхности решением задачи восстановления регрессии. Для обработки изображения размером $N \times M$ требуется $O(NM)$ операций. Построение тренда исходных данных эквивалентно низкочастотной фильтрации. Для проверки метода проведён эксперимент по фильтрации снимка диффузной галактики, полученного с помощью телескопа Hubble.

Введение. Статистический подход даёт возможность разрабатывать высокоэффективные методы обработки многомерных данных. Теоретические основы такого подхода разработаны давно [1, 2]. В целом, статистическая обработка многомерных данных, основанная на теории случайных полей, является расширением на многомерный случай теории случайных процессов и в последнее время находит всё большее практическое применение (см., например, [3, 4]). Так, например, в многочисленных работах авторов монографии [3] подробно рассматриваются вопросы обработки изображений, которые интерпретируются как двумерные дискретные случайные поля.

Вообще, в частном случае обработки изображений существует проблема снижения влияния крупномасштабных неоднородностей, связанных, например, с неравномерной освещённостью области источника изображения или дисторсией камеры, что отмечалось в работе [4]. Для решения этой проблемы требуется решить задачу низкочастотной фильтрации. Большинство фильтров изображений используют сканирующее окно для выделения полезного сигнала [5] и порой имеют вычислительную трудоёмкость $O(N^2M^2)$. Во-первых, с помощью методов, использующих сканирующее окно, сложно выделить регулярные составляющие, поскольку для этого требуется вся совокупность данных изображения. Во-вторых, скорость обработки данных не всегда может удовлетворять условиям использования фильтров. В то же время, построение тренда данных случайного поля эквивалентно его низкочастотной фильтрации. В работе [4] отмечалось, что фильтрация на основе удаления полиномиального тренда весьма эффективный метод, но очень ресурсоёмкий. В данной работе рассматривается эффективный с вычислительной точки зрения метод построения тренда дискретного случайного поля.

Построение тренда двумерного дискретного случайного поля. Из практики обработки данных дискретных случайных процессов известно, что их эффективный анализ возможен в случае, когда они не содержат никаких трендов, то есть находятся в статистическом равновесии [6]. После удаления тренда из исходных данных получают случайный процесс, который в некотором приближении можно считать стационарным, с которым затем проводят дальнейшие исследования и преобразования. Среди общих рекомендаций для построения трендов наиболее эффективный подход – построение аппроксимационного полинома невысокого порядка, который максимально близко проходит ко всем точкам выборки [7]. Для достижения этой цели решается задача восстановления полиномиальной регрессии методом наименьших квадратов, который для нормального по ансамблю распределения случайных величин соответствует методу максимального правдоподобия поиска параметров полинома [8]. Невысокая степень полинома обуславливается тем, что такому тренду будут соответствовать низкочастотные гармоники разложения исходных данных в ряд Фурье, а выделение построенного таким образом тренда исходных данных соответствует низкочастотной фильтрации.

Экстраполируя такой подход на двумерное случайное поле, построим полином по двум пространственным координатам, максимально приблизив его к исходным данным, решив задачу восстановления регрессии по пространственным координатам методом наименьших квадратов. Уравнение полиномиальной поверхности порядка P имеет вид:

$$f(x, y) = \sum_{k,s=0}^{k+s \leq P} a_{k,s} x^k y^s, \quad (1)$$

где x и y – пространственные координаты, $a_{k,s}$ – полиномиальные коэффициенты. Для дискретных значений координат данное выражение можно записать в виде

$$f_{i,j} = \sum_{k,s=0}^{k+s \leq P} a_{k,s} x_i^k y_j^s, \quad (2)$$

где $i = 1 \div N, j = 1 \div M, \{x_i\}, \{y_j\}$ – множества дискретных значений координат. Вычисление коэффициентов $a_{k,s}$ методом наименьших квадратов подразумевает минимизацию функционала

$$\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (f_{i,j} - z_{i,j})^2 \rightarrow \min \quad (3)$$

где $z_{i,j}$ – значения случайного поля в точках с координатами (x_i, y_j) . Подстановка (2) в (3) и минимизация функционала вычислением производных от (3) по коэффициентам $a_{k,s}$ и приравниванием их к нулю приводит к системе уравнений:

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M 1 & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M y_j & \cdots \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i^2 & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i y_j & \cdots \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M y_j & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i y_j & \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M y_j^2 & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \ddots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{0,0} \\ a_{1,0} \\ a_{0,1} \\ \cdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M z_{i,j} \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M x_i z_{i,j} \\ \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M y_j z_{i,j} \\ \cdots \end{bmatrix} \quad (4)$$

которую кратко можно записать в виде:

$$\sum_{p=1}^K C_l^p a_p = b_l \quad (5)$$

где $l = 1 \div K$ и a_p – выстроенные в вектор коэффициенты $a_{k,s}$.

Построенная таким образом регрессионная поверхность $\{f_{i,j}\}$ является приближением двумерной функции средних значений исходного массива данных и позволяет вычислить приближённое значение дисперсии для всего случайного поля по стандартной формуле:

$$\sigma^2 = \frac{1}{NM - 1} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M (z_{i,j} - f_{i,j})^2 \quad (6)$$

Можно заметить, что минимум функционала (3) обеспечивает минимум оценки дисперсии (6).

Если речь идёт о случайном поле на стационарной сетке, как это имеет место для полутонного изображения, то координаты сетки x_i, y_j известны, и матрица C в выражениях (4, 5) является константой. Следовательно, для определения коэффициентов a_p нужно лишь вычислить вектор свободных слагаемых b_l , что требует $O(NM)$ операций, и решить полученную систему K уравнений, на что потребуются $O(K^3)$ операций. Размерность системы уравнений K определяется размерностью P регрессионного полинома (2) и равна количеству слагаемых в нём. Её можно вычислить по формуле

$$K = 0.5(P + 1)(P + 2) . \quad (7)$$

Если K^3 не превышает объём данных NM , то для построения регрессионной поверхности случайного поля требуется затратить $O(NM)$ операций. Таким образом, для эффективного использования метода степень регрессионной поверхности должна удовлетворять соотношению

$$P \leq \sqrt[6]{NM} \quad (8)$$

Для исходных данных близких к однородным это условие чаще всего позволяет провести эффективную с вычислительной точки зрения низкочастотную фильтрацию.

Пример фильтрации полутонового изображения. Поскольку метод должен быть эффективным для случайных полей близких к однородным, то для проверки его работоспособности можно использовать, например, снимки звёздного неба. Для примера была проведена фильтрация однобайтового полутонового изображения диффузной галактики размером 1469×2000 пикселей, полученного с помощью телескопа *Hubble* [9].

Для реализации метода после вычисления функции регрессии (2) и приближённого значения дисперсии (6) вычислялся модифицированный массив яркости пикселей

$$z_{i,j}^o = \begin{cases} 0, & z_{i,j} \leq f_{i,j} + \alpha\sigma \\ z_{i,j} - f_{i,j} - \alpha\sigma, & z_{i,j} > f_{i,j} + \alpha\sigma \end{cases} \quad (9)$$

Здесь σ – среднее квадратическое отклонение (СКО), α – коэффициент СКО уровня отсечения данных. Дополнительное отсечение уровня яркости на α СКО снижает высокочастотный шум в данных изображения. Степень полинома в (2) согласно (8) исходя из размера изображения в данном случае рекомендуется не выше 12.

Расчёты проводились при степени полинома $P = 9$. Результаты расчётов иллюстрируют Рис. 1 и 2. Исходное изображение представлено на Рис. 1.

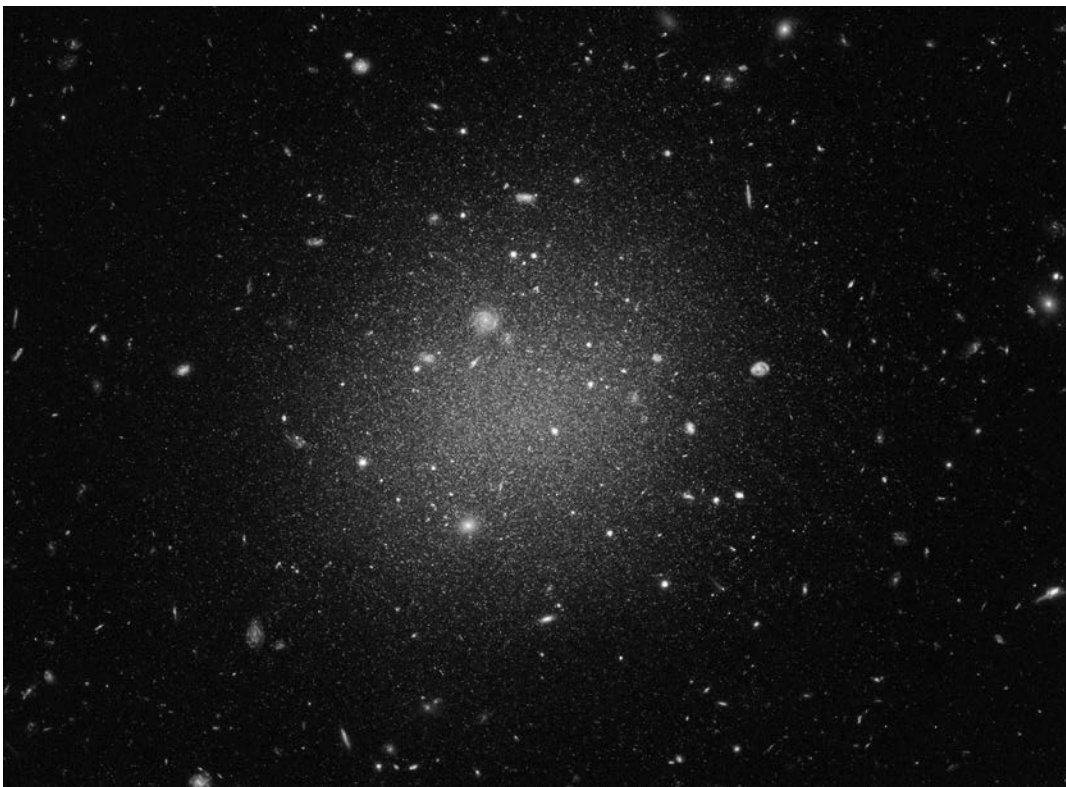


Рис. 1. Снимок диффузной галактики, полученный с помощью телескопа *Hubble*.

В центре видно размытое прозрачное облако диффузной галактики. Результат удаления низкочастотной фильтрации без отсечения уровня яркости ($\alpha = 0$) представлен на Рис. 2. Видно, что диффузная галактика отсутствует, а более мелкие детали изображения сохранились. Дополнительное отсечение яркости на α СКО позволяет сохранить в данных наиболее яркие мелкомасштабные объекты. Таким образом, данный метод кроме низкочастотной фильтрации позволяет оценить уровень необходимого отсечения значений случайного поля для снижения шума в исходных данных.



Рис. 2. Результат фильтрации после удаления тренда ($\alpha = 0$).

Заключение. Проведённые расчёты показали эффективность низкочастотной фильтрации исходного изображения с помощью представленного метода. Основное достоинство описанного подхода заключается в высокой скорости обработки данных. Кроме того, построение регрессионной поверхности позволяет не только исключить из исходных данных низкочастотные помехи, но также исключить и высокочастотный шум отсечением уровня данных на несколько значений СКО выше регрессионной поверхности. Такая операция может оказаться полезной, например, для выделения наиболее ярких мелкомасштабных светящихся объектов данного изображения. Уровень отсечения определяется исходя из поставленных задач предобработки.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ито К.** Stationary random distributions. Mem. College Sci. Univ. Kyoto, Ser. A, 28, 1954, P.209 – 223.
2. **Гельфанд И. М., Виленкин Н. Я.** Некоторые применения гармонического анализа. Оснащённые гильбертовы пространства. Серия «Обобщенные функции», вып. 4, М.: Физматгиз, 1961, 472 с.
3. **Васильев К. К., Крашенинников В. Р.** Статистический анализ последовательностей изображений. М.: Радиотехника, 2017, 248 с.
4. **Деменьтев В. Е.** Обработка многомерных пространственно неоднородных изображений на основе смешанных моделей. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Ульяновск: УлГТУ, 2019, 406 с.
5. **Гонсалес Р., Вудс Р.** Цифровая обработка изображений. Пер. с англ. М.: Техносфера, 2007, 1072 с, ISBN 5-94836-028-8.
6. **Дженкинс Г., Ваттс Д.** Спектральный анализ и его приложения. Том I. Пер. с англ. в двух томах. М.: Мир, 1971, 317 с.
7. **Бендат Дж., Пирсол А.** Прикладной анализ случайных данных. Пер. с англ. М.: Мир, 1989, 540 с, ISBN 5-03-001071-8.
8. **Вапник В. Н.** Восстановление зависимостей по эмпирическим данным. М.: Наука, 1979, 448 с.
9. **Shen Z. et al.** Mystery of galaxy's missing dark matter deepens. <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2021/mystery-of-the-galaxys-missing-dark-matter-deepens>, Jun 17, 2021.

Zykov A.P. (AO "GosNIIP", Moscow). **Grayscale Image Preprocessing Method**

A computationally efficient method for preprocessing grayscale images to separate the low-frequency component and reduce the noise level is proposed. The data is interpreted as a set of points of a two-dimensional random field for which a trend is built in the form of a polynomial surface by solving the regression recovery problem. Processing an $N \times M$ image requires $O(NM)$ operations. Building a trend of the original data is equivalent to low-pass filtering. To test the method, an experiment was carried out to filter the image of a diffuse galaxy obtained with the Hubble telescope.

Д.П. АВАРЯСКИН, А.Д. ИГНАТОВ
(Самарский университет, Самара)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСЛОВИЙ ФОРМИРОВАНИЯ СЕМЕЙСТВА ЗАМКНУТЫХ ТРАЕКТОРИЙ В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ ПРИТЯЖЕНИЯ, РЕАЛИЗУЮЩИХ ИНСПЕКЦИЮ ОБЪЕКТА, ДВИЖУЩЕГОСЯ ПО ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

Инспектирование космических объектов может послужить важным аспектом повышения их надёжного функционирования. Малые аппараты, например, наноспутники могут выступать в роли инспекторов, которые совершают периодический облёт инспектируемого объекта. В случае невозможного движения при соблюдении условия равенства орбитальных энергий можно получить семейство замкнутых траекторий инспектора относительно инспектируемого объекта. В работе предлагается подход к определению начальных условий движения инспектора, которые из семейства замкнутых траекторий позволяют выбрать одну – инспекционную.

Введение. В последнее время наноспутники становятся популярными благодаря тому, что по сравнению с обычными космическими аппаратами (КА) их создание не требует существенных временных и финансовых затрат. Основное преимущество при использовании наноспутников заключается в запуске сразу нескольких аппаратов для совместного выполнения целевых задач, то есть для группового полёта. Частным случаем группового полёта КА является инспекционное движение. В работах [1,2] рассматриваются методы управления КА для борьбы с влиянием нецентральности гравитационного поля на инспекционное движение. При этом под инспекционным движением понимается периодически повторяющийся облёт одного спутника другим с целью его наблюдения, фотографирования, оценки формы или других качеств. Аппарат, осуществляющий облёт называется инспектором, а его траектория представляет собой эллипс, в центре которого располагается инспектируемый объект. Орбиты рассматриваемых объектов компланарны. Большая полуось инспекционного эллипса в два раза больше малой. Инспектируемый объект, относительно которого строится инспекционная траектория в орбитальной системе координат (ОСК), называется опорным. Начало ОСК находится в центре масс опорного КА, ось y направлена по радиусу-вектору опорного КА, ось x лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения, ось z дополняет систему до правой.

В данной работе предлагается рассмотреть случай эллиптической орбиты опорного КА и определить начальные условия, при которых формируются оптимальные замкнутые инспекционные траектории. В качестве исходных данных известны положение инспектора в ОСК и все параметры движения опорного КА.

Формирование замкнутых относительных траекторий. В качестве первого приближения для определения начальных условий (проекция относительной скорости) инспектора использовать для нахождения одной из проекций скорости известное условие Хилла, полученное при линеаризации уравнений относительного движения [3]:

$$V_{y_n} = \frac{x_0 \cdot \omega_{orb}}{2} \quad (1)$$

где x_0 – начальная координата инспектора в ОСК, ω_{orb} – орбитальная угловая скорость движения опорного КА.

Другую проекцию найдем из условия замкнутых относительных кривых [4,5]:

$$V_{x_n} = -\omega_{orb} y_0 - V_n + \sqrt{V_0^2 - (\omega_{orb} x_0 - V_r - V_y)^2} \quad (2)$$

где V_n – нормальная составляющая скорости опорного КА, V_r – радиальная составляющая скорости опорного КА, скорость инспектора в конкретной точке.

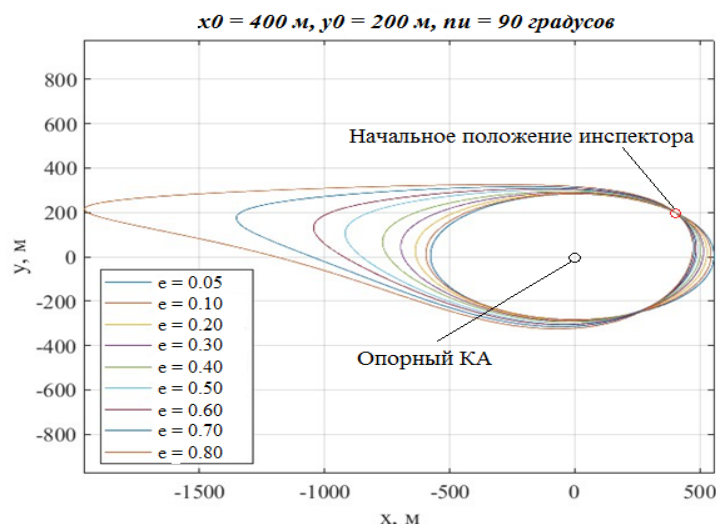


Рис.1. Изменение замкнутой траектории в зависимости от эксцентриситета

Таким образом, как видно из рис. 1, при возрастании эксцентриситета орбиты инспекционная траектория все больше перестает быть похожа на эллипс.

На рис. 2 для наглядности представлен случай, когда орбита опорного КА имеет эксцентриситет порядка 0,74, именно такой эксцентриситет имеет высокоэллиптическая орбита аппарата «Молния». Для этого случая было построено семейство замкнутых относительных траекторий, полученных из известного условия равенства орбитальных энергий опорного КА и инспектора.

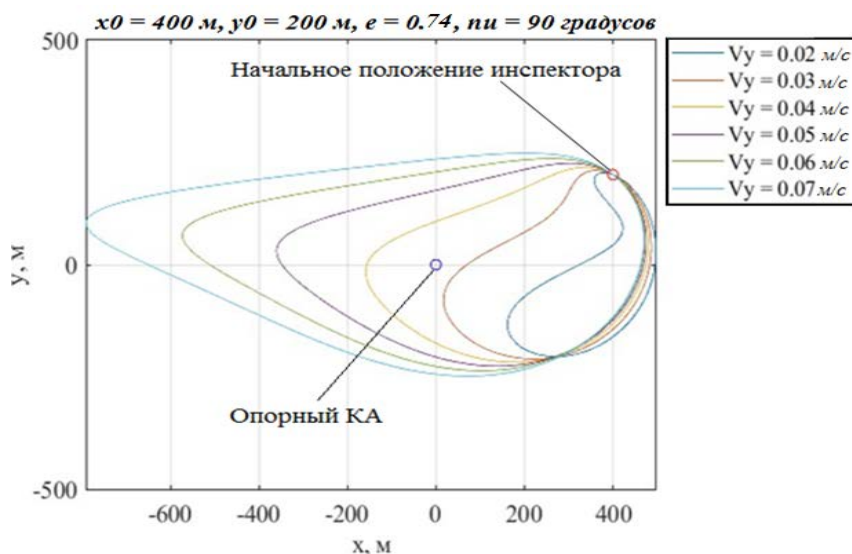


Рис. 2. Семейство замкнутых инспекционных траекторий для орбиты типа «Молния»

На рис.2 видно, что для такого значения эксцентриситета орбиты опорного КА невозможно добиться относительной траектории в виде эллипса. В связи с этим принятое ранее определение инспекционного движения неприменимо к случаю эллиптических орбит опорного КА.

Таким образом, предлагается следующее определение: под инспекционным движением понимается периодически повторяющийся облёт опорного спутника инспектором, при этом траектория инспектора должна соответствовать критерию минимальности максимального расстояния между КА. То есть из всех возможных траекторий оптимальной считается та, у которой максимальное удаление инспектора от опорного КА будет минимальным.

$$k = \min(d_{\max}), \quad (3)$$

где d_{\max} – максимальное удаление инспектора от опорного КА.

На рис. 3 показана работа алгоритма, которая заключается в следующем: Из заданного интервала значений скорости с определенным шагом точности выбирается та, которая соответ-

ствует критерию (3). Это служит критерием остановки и далее строится оптимальная инспекционная траектория.

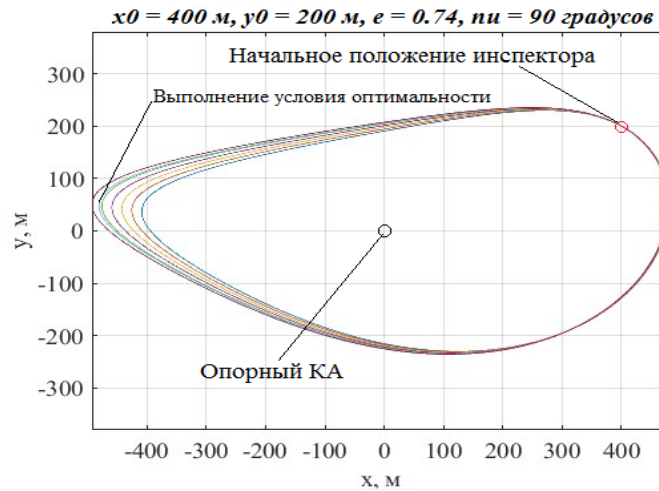


Рис.3. Семейство замкнутых относительных траекторий

На рис. 4 показан пример поиска оптимальной траектории при заданном критерии. Синим цветом представлена аналитическая формула Хилла, красным – оптимальная траектория, полученная путем итерационного процесса алгоритма. Таким образом условие Хилла позволяет определить приближённую окрестность для поиска таких значений, которые обеспечивают выполнение критерия оптимальности инспекционной траектории, необходимо всегда рассматривать значения меньше, полученного из формулы (1).

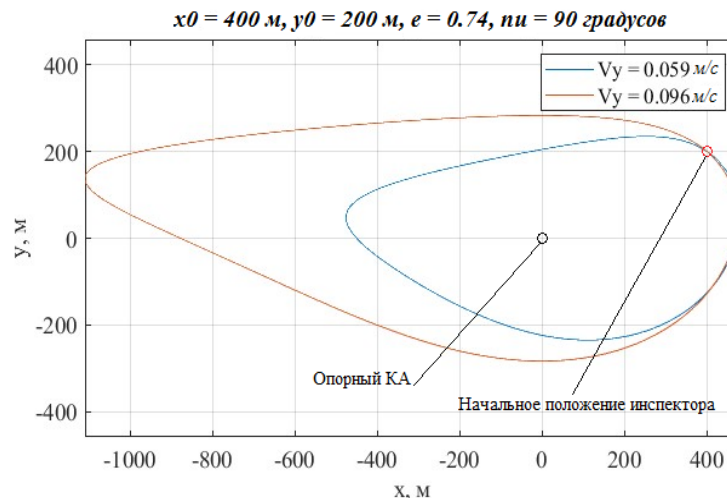


Рис. 4. Поиск оптимальной траектории

Проведем дополнительное исследование и определим область применимости формулы Хилла (1). Для этого зададим допустимую погрешность от величины большой полуоси геометрической фигуры эллипса, если бы он получился, проходя через заданную точку $(x; y)$. Итак, допустимая погрешность не должна превышать 5% от большой полуоси:

$$d_{max} = (a_{и} \cdot 0.05) + a_{и}. \quad (4)$$

Будем считать выражение (4) условием применимости формулы Хилла.

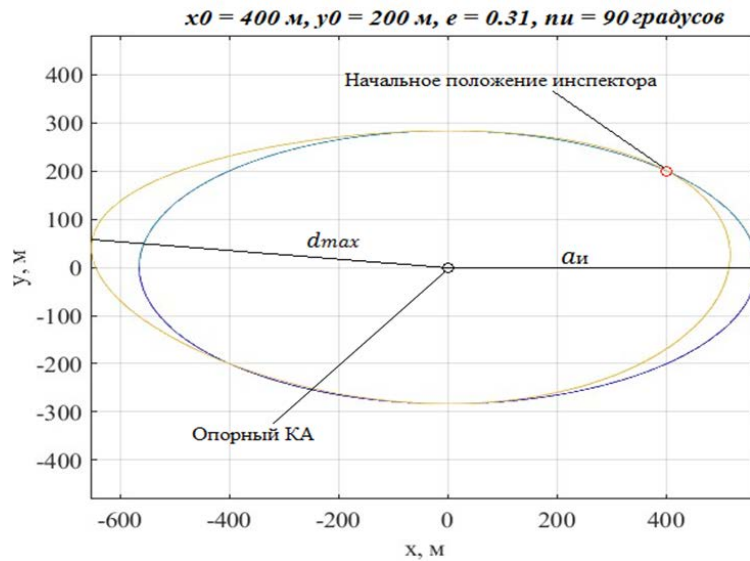


Рис.5. Пример условия применимости

На рис. 5 показан пример условия применимости: был построен эллипс (синим цветом) и инспекционная траектория, получаемая при заданном эксцентриситете (желтым цветом). Рассматривается случай $\vartheta = 90^\circ$ так как именно он дает наихудший результат.

Программа сравнивает условие (4) с максимальным расстоянием. Как только получается равенство – выдается граничный эксцентриситет, до которого можно использовать условие Хилла.

Однако, как уже было выяснено инспекционная траектория зависит от положения инспектора.

Необходимо для полноты картины рассмотреть и другие произвольные точки. Будем делать это в первой четверти ОСК.

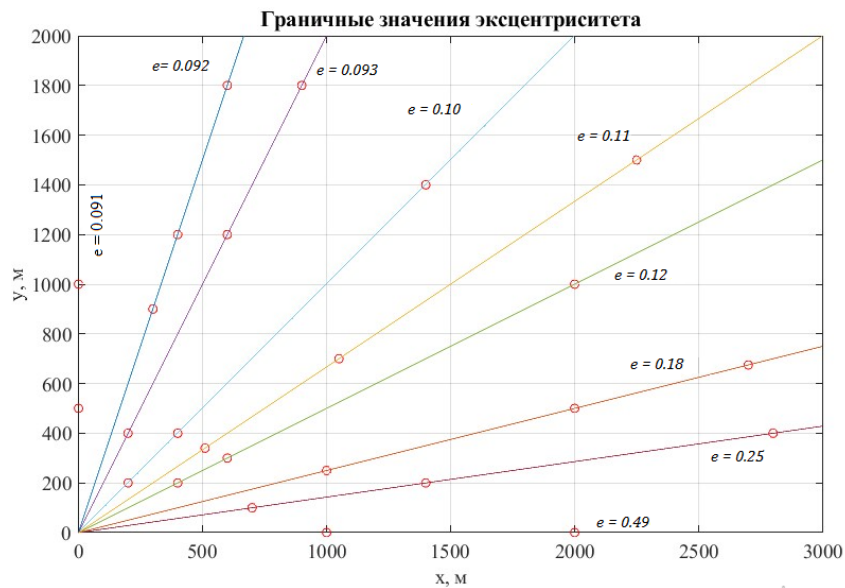


Рис. 6. Граничные значения эксцентриситета

Исследование показало, что точки в которых находится инспектор, находящиеся между собой в линейной зависимости имеют одинаковый граничный эксцентриситет области применимости условия Хилла. Можно заметить тенденцию убывания, когда положение инспектора меняется от положения на оси x к положению на оси y .

Получаем при заданной допустимой погрешности в 5% гарантированную область применимости условия Хилла для любого положения инспектора и при любом положении опорного КА, которая составила $e \leq 0,091$.

Заключение. Таким образом, в работе предложено определение инспекционной траектории, которую можно сформировать в случае движения опорного КА по эллиптической орбите. Разработан подход по формированию начальных условий движения инспектора для обеспечения инспекционной траектории относительно инспектируемого объекта, движущегося по эллиптической орбите в центральном поле притяжения.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Sabol C., Burns R., McLaughlin A. C.** Satellite Formation Flying Design and Evolution. Journal of Spacecraft and Rockets. 2001. Vol.38. No. 2.
2. **Xing J., Tang G., Xi X., Li H.** Satellite Formation Design and Optimal Stationkeeping Considering Nonlinearity and Eccentricity. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2007. Vol.30. No. 5.
3. **Аваряскин Д.П., Щербаков М.С., Ананьев А.В.** Синтез закона управления инспекционным движением наноспутников на базе SDRE-технологии. Навигация и управление движением: сб. тез. докл. Междунар. семинара (Самара, 28 сент. – 2 окт. 2020 г.). – Текст: электронный / М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т); под общ. ред. И. В. Белоконова. 2020. С. 109-110.
4. **Gurfil P.** Relative Motion Between Elliptic Orbits: Generalized Boundedness Conditions and Optimal Formationkeeping. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2005. Vol. 28. No. 4. P. 761–767.
5. **Mai B., Akira I.** Periodic Orbits of Nonlinear Relative Dynamics and Satellite Formation. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. Vol.32. No. 4.

D.P.Avariaskin, A.D.Ignatov,(Samara University,Samara). **Determination of conditions for the formation of a family of closed trajectories in the central gravitational field that implement the inspection of an object moving along an elliptical orbit**

Inspection of space objects can be an important aspect of improving their reliable operation. Small spacecraft, such as nanosatellites, can act as inspectors who periodically fly around the object being inspected. In the case of unperturbed motion, subject to the condition of equality of orbital energies, it is possible to obtain a family of closed trajectories of the inspector relative to the object being inspected. The paper proposes an approach to determining the initial conditions for the movement of the inspector, which allow you to choose the inspection one from a family of closed trajectories.

С.А. МЕРКУРЬЕВ
(ПАО «РКК «Энергия», г. Королев; МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва)

ГИРОКОМПАСНАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ ОРИЕНТАЦИЯ: ПОСТРОЕНИЕ ПО БОРТОВОЙ КИНЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Рассматривается алгоритм построения орбитальной системы координат на Многоцелевом лабораторном модуле во время его автономного полета к Международной космической станции. По сигналам датчика инфракрасной вертикали и с использованием расчетной информации о текущем положении требуемой ориентации выполняется её построение с одновременной выставкой инерциального базиса. При этом используется эффект гироскопирования, применяемый к кинематической модели углового движения. Проводится моделирование на наземном комплексе обработки и в среде высокоуровневого языка программирования.

Введение. Во время автономного полета Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) для построения орбитальной системы координат (ОСК) на борту используется датчик для определения местной вертикали по инфракрасному излучению Земли – построитель инфракрасной вертикали ИКВ 336К [1]. Для этого на МЛМ могут также использоваться и другие приборы (звездные датчики), однако в данной работе рассматривается алгоритм построения ОСК на датчике ИКВ. По сигналам данного датчика определяется положение местной вертикали к поверхности Земли в связанной с МЛМ системой координат (ССК). Этой информации достаточно для построения одноосной ориентации. Для построения трехосной ориентации, вообще говоря, необходимо наличие еще одного опорного вектора в ССК. В качестве такого вектора можно использовать вектор угловой скорости орбитального движения, измерение которого доступно в неявном виде.

Построить трехосную ориентацию в данных условиях возможно за счет использования эффекта гироскопирования [2], при этом потребуется осуществлять постоянное наведение какой-либо оси ССК МЛМ по местной вертикали, например, по крену и тангажу. Наведение по рысканью произойдет самостоятельно за счет кинематической взаимосвязи каналов управления. Данный метод используется на изделиях типа ТПК «Союз» и ТПК «Прогресс» [3-5]. Он требует постоянной выдачи управляющих воздействий, и чтобы избежать этого предлагается использовать при поиске опорных векторов виртуальный аппарат – кинематическую модель МЛМ.

В данном докладе предлагается рассмотреть особенности модифицированной версии алгоритма управления, а так же результаты его отработки с использованием среды моделирования на высокоуровневом языке программирования MathWorks MATLAB и на наземном комплексе отработки (НКО).

Алгоритм построения курсового угла. Поскольку наличие прямых измерений местной вертикали обеспечивает построение одноосной ориентации, а наибольший интерес представляет именно построение конечной ориентации по неявным измерениям, то режим построения ОСК рассматривается с момента, когда выполнены следующие условия:

- угловые скорости МЛМ погашены (близки к нулю);
- ось Y связанной системы координат направлена по местной вертикали по направлению от Земли (т.е. произведено построение одноосной ориентации);
- положение связанной системы координат МЛМ находится близко от желаемого.

Определение необходимого разворота вокруг направления местной вертикали в требуемое положение – называется построением курсового угла.

Расположение опорных базисов. Построение курсового угла выполняется с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с набором базисов, приведенных на рисунке 1. Данные базисы имеют следующие обозначения:

- J2000 – инерциальная система координат J2000;
- I (ИСК) – неизвестное положение J2000;

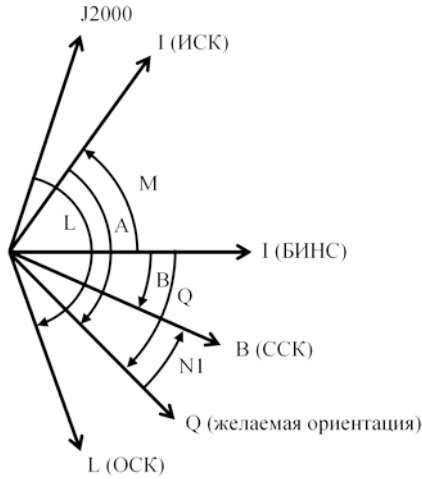


Рис. 1. Взаимное расположение базисов

- A – кватернион перехода от I (ИСК) к V (ССК);
- B – кватернион перехода от I (БИНС) к V (ССК);
- N1 – кватернион перехода от Q к V.

Взаимное положение осей опорных базисов орбитальной системы и связанной с МЛМ системы координат показано на рисунке 2. Определим оси орбитальной системы координат согласно [6]:

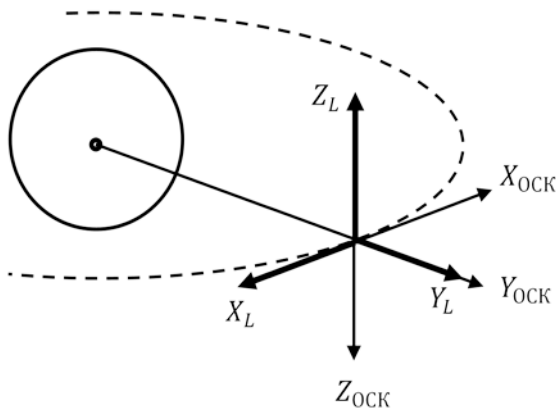


Рис. 2. Взаимное положение осей ОСК и желаемого положения ССК

Оси X_L, Y_L, Z_L – указывают положение осей связанной с МЛМ системы координат при построенной орбитальной системе координат.

Этапы построения курсового угла. Построение курсового угла выполняется итеративной процедурой имеющей несколько этапов.

1) Перепроектирование орта на Землю из ССК в систему координат виртуального аппарата:

$$g^Q = N_1 \circ g \circ \tilde{N}_1 \quad (1)$$

где: g^Q – орт на Землю в базисе виртуального КА, g – орт на Землю в ССК, N_1 – кватернион перехода от базиса Q к базису B ССК, \circ – операция перемножения кватернионов.

2) Расчет вектора командной угловой скорости ω_L :

$$\omega_L = \omega_F + \omega_{орб} \quad (2)$$

где: $\omega_{орб} = [0; 0; -0,001162]$ рад/с – угловая скорость орбитального движения, а ω_F – угловая скорость рассогласования.

Для определения угловой скорости рассогласования используется выражение:

$$\omega_{Fi} = K_i^{course} \cdot V_i^Q, \quad i = 1, 2, 3 \quad (3)$$

- I (БИНС) – инерциальный базис БИНС;
- V (ССК) – текущая ориентация аппарата в базисе БИНС;
- Q – желаемая ориентация (подстройка «виртуального МЛМ»);
- L (ОСК) – истинное положение требуемой ориентации в базисе J2000 известное из внешнего источника (наземный расчет).

Переходы между базисами заданы следующими кватернионами:

- M – кватернион перехода от I (БИНС) к I (ИСК);
- Q – кватернион перехода от I (БИНС) к Q (желаемая ориентация, представленная в виде «виртуального» КА);
- L – кватернион перехода от J2000 к L (ОСК) – известен из внешнего источника (расчетные данные);

где: $K^{course} = [0.1; 10; 0.1]$ – экспериментально определенные коэффициенты, $V^Q = [-g_z^Q, -g_y^Q, -g_x^Q]$ – вектор ошибки, составленный из компонентов вектора g^Q ;

Компоненты вектора ошибки выбраны в таком виде потому, что при отклонении положения МЛМ от истинного положения ОСК и дальнейшего поддержания одноосной ориентации (наведения оси $Y_{ССК}$ по местной вертикали) компоненты g_y^Q и g_x^Q орта направления местной вертикали становятся не нулевыми (а компонент g_z^Q неизмерим по датчику ИКВ). Если отклонение небольшое, то проекция вектора угловой орбитальной скорости на ось $Z_{ССК}$ – наибольшая. Таким образом, поскольку наибольший вклад в отклонение от истинного положения вносится за счет неверного курсового угла, компонента g_z^Q входит в вектор ошибки для коррекции по каналу крена (поворот вокруг оси $Y_{ССК}$).

3) Интегрирование положения системы координат виртуального аппарата Q по значению командной угловой скорости ω_L :

$$\dot{Q} = \frac{1}{2}(Q \circ W_L) \quad (4)$$

где: $W_L = (0, \omega_{L1}, \omega_{L2}, \omega_{L3})$

4) Пересчет значений кватернионов:

$$M = Q \circ \tilde{L}; \quad A = \tilde{M} \circ B; \quad N_1 = \tilde{L} \circ A \quad (5)$$

5) Условие останова: компоненты вектора командной угловой скорости ω_L должны стать меньше некоторого настраиваемого порогового значения, при этом в действительности достаточно отслеживать только компоненты X и Z, поскольку именно их значения основаны на прямых измерениях.

Результаты обработки. Описанный алгоритм был воспроизведен и испытан с помощью специально разработанной среды моделирования на высокоуровневом языке в пакете MathWorks MATLAB [7]. Так же данный алгоритм был интегрирован в бортовое программное обеспечение МЛМ и отработан на наземном комплексе обработки, после чего были сопоставлены результаты обеих обработок.

Из формы графиков для компонентов основных параметров таких как угловая скорость в ССК (рис. 3), а так же: орт направления местной вертикали, кватернион рассогласования, угловая скорость рассогласования, видно, что требуемая ориентация была успешно построена, сходство графиков полученных при обеих обработках, говорит о верной работе специальной среды моделирования на базе MathWorks MATLAB.

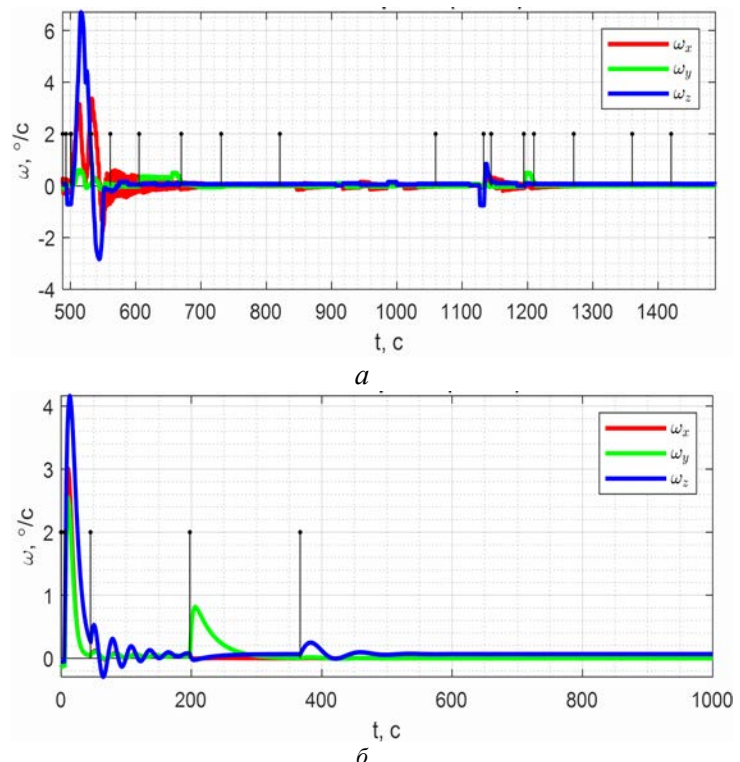


Рис. 3. Компоненты вектора угловой скорости при моделировании: а – на НКО, б – в специальной среде

Заключение. Была проведена разработка и отработка алгоритма построения орбитальной ориентации МЛМ на датчике ИКВ в специальной среде моделирования, созданной на базе MATLAB MathWorks. После интеграции алгоритма в бортовое программное обеспечение МЛМ была проведена его отработка на наземном комплексе обработки, результаты которой подтвер-

дили как верную работу самого алгоритма, так и правильность работы специальной среды моделирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Угаров В. В., Князев В. О.** Методы контроля попадания посторонних объектов в поле обзора оптических приборов ориентации по Земле // Решетневские чтения. Красноярск, 2021. С. 314-315.
2. **Бесекаерский В.А.** Орбитальное гироскопирование / В. А. Бесекаерский, В. А. Иванов, Б. Б. Самокин; Под ред. Б. Б. Самокина. – СПб.: Политехника, 1993 – 250, с. : ил.
3. **Легостаев В.П., Микрин Е.А., Орловский И.В., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н., Евдокимов С.Н.** Создание и развитие систем управления движением космических кораблей «Союз» и «Прогресс»: опыт эксплуатации, планируемая модернизация: Сб. статей. М.: МФТИ, 2009
4. **Борисенко Н.Ю., Сумароков А.В.** Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей серий «Союз МС» и «Прогресс МС» // Известия РАН. Теория и системы управления. 2017. №5, С. 131-141. DOI: 10.7868/S0002338817050110.
5. **Борисенко Н.Ю., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н., Сумароков А.В.** Анализ статистики ускоренного построения орбитальной системы координат транспортных пилотируемых и грузовых кораблей и методы повышения точности // Космическая техника и технологии. 2018. № 2. С. 58–65.
6. Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем: учебное пособие / Е. А. Микрин, М. В. Михайлов. — Москва: Издательство МГТУ ин. Н. Э. Баумана, 2017. — 345, [3] с.: ил.
7. **Меркурьев С.А.** Методика отработки алгоритмов управления угловым движением космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 6. DOI 10.18698/2308-6033-2020-6-1990

S.A. Mercuryev (RSC “Energia”, Korolev). **Gyrocompass orbital orientation: construction by using onboard kinematic model**

An algorithm for constructing an orbital coordinate system on a Multipurpose laboratory module during its autonomous flight to the International Space Station is considered. Based on the signals of the sensor of infrared vertical and using the precalculated information about the current position of the required orientation, its construction is performed with simultaneous setting of the inertial basis. This uses the gyrocompassing effect applied to the kinematic model of angular motion. Modeling is carried out on a ground testing complex and in a high-level programming language environment.

И.В. БЕЛОКОНОВ, И.А. ЛОМАКА
(Самарский университет, Самара)

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ РЕШЕНИЯ НЕКОРРЕКТНОЙ ЗАДАЧИ РЕКОНСТРУКЦИИ РАСКРЫТИЯ ВЫНОСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НАНОСПУТНИКА ПО АНАЛИЗУ ДИНАМИКИ ЕГО ДВИЖЕНИЯ

В работе представлен подход по реконструкции раскрытия выносных элементов наноспутника. Подход построен на обработке измерений угловой скорости. Угловое перемещение трансформируемых конструкций связывается с изменением тензора инерции наноспутника, таким образом углы раскрытия конструкций вводятся в математическую модель углового движения, а затем оцениваются по накопленной выборке измерений. При оценке параметров трансформируемых конструкций выявлена неоднозначность решения задачи. Приводятся рекомендации по снятию неоднозначности.

Введение. На сегодняшний день наноспутники (НС) вовлекаются в решение все более сложных задач современной космонавтики, например: дистанционное зондирование Земли [1], отработка технологий группового полета [2] и захвата космического мусора [3], мониторинг ионосферы Земли [4] и околоземного пространства [5], наблюдение за астрономическими объектами [6]. Реализация перечисленных миссий требует повышения таких характеристик НС как энергообеспеченность и высокая скорость передачи научной информации. Эти требования приводят к тому, что современные НС оснащаются различными раскрывающимися солнечными батареями (СБ) и антеннами. Наличие на борту НС высокочувствительной научной аппаратуры требует ее размещения на выносных штангах для обеспечения электромагнитной совместимости с бортовыми системами НС. Таким образом НС оснащаются различными трансформируемыми конструкциями (ТК), что приводит к изменению в полете их массо-инерционных характеристик, таких как положение центра масс и тензор инерции.

В случае нештатной ситуации – частичного раскрытия ТК возникает неопределенность массо – инерционных характеристик НС, что приведет к снижению качества процессов управления НС и эффективности выполнения целевой задачи. В связи с этим предлагаемый доклад посвящен проблеме возможности реконструкции раскрытия ТК НС по анализу динамики его движения.

Постановка задачи. Как правило расфиксация ТК НС происходит непосредственно после отделения из транспортного контейнера или с задержкой порядка 40-60 минут. Данный этап полета НС характеризуется высокой величиной кинетического момента НС (модуль угловой скорости может составлять до $10^\circ / c$). Поэтому в данной работе для описания динамики углового движения НС используются динамические уравнения Эйлера в виде:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}_{sys}^{-1} (-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_{sys} \boldsymbol{\omega}), \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости НС, \mathbf{I}_{sys} – тензор инерции системы НС и ТК.

В качестве измерительного средства используется датчик угловой скорости (ДУС). Измерения ДУС $\boldsymbol{\omega}_m$ моделируются решениями уравнений (1) с учетом стохастической аддитивной ошибки измерений $\mathbf{v}(\sigma)$ с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением σ :

$$\boldsymbol{\omega}_m = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{v}(\sigma). \quad (2)$$

Модель массо-инерционных характеристик НС записывается в виде совокупности уравнение. Положения центра масс (ЦМ) НС, ТК и системы в целом определяются соответствующими векторами $\mathbf{r}_{NS}, \mathbf{r}_{str}(t), \mathbf{r}_{sys}$. Положение ЦМ системы вычисляется согласно выражению:

$$\mathbf{r}_{sys} = \frac{1}{m_{NS} + \sum_{i=1}^N m_{str}^i} (\mathbf{r}_{NS} m_{NS} + \sum_{i=1}^N \mathbf{r}_{str}^i m_{str}^i), \quad (3)$$

где m_{NS} – масса корпуса НС без ТК, m_{str}^i – масса i-ой ТК. Тензор инерции системы определяется следующим выражением:

$$\mathbf{I}_{\text{sys}} = \mathbf{I}_{\text{NS}} + m_{\text{NS}} \tilde{\mathbf{J}} + \sum_{i=1}^N \mathbf{I}_{\text{str}}^i, \quad (4)$$

где $\tilde{\mathbf{J}}$ – матрица следующего вида:

$$\tilde{\mathbf{J}} = \begin{pmatrix} b^2 + c^2 & -ab & -ac \\ -ab & a^2 + c^2 & -bc \\ -ac & -bc & b^2 + a^2 \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Здесь $\delta \mathbf{r} = (a \ b \ c)$ – вектор, соединяющий ЦМ тела системы и ЦМ всей системы.

Тензор инерции i -ой ТК вычисляется следующим выражением:

$$\mathbf{I}_{\text{str}}^i = \tilde{\mathbf{J}} m_{\text{str}}^i + \mathbf{M}(\varphi^i) \tilde{\mathbf{I}}_{\text{str}}^i \mathbf{M}^T(\varphi^i), \quad (6)$$

$\mathbf{M}(\varphi^i)$ – матрица поворота i -ой ТК относительно корпуса НС, φ^i – угол раскрытия i -ой ТК. При использовании модели (4) могут возникать неоднозначности (одному значению моментов инерции соответствовать множество значений углов φ^i), поэтому важным этапом реконструкции раскрытия является оценка наблюдаемости моментов инерции по φ^i .

Задача реконструкции раскрытия ТК заключается в оценке углов φ^i по анализу измерений угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_m$. Данная задача решается за счет минимизации следующей целевой функции:

$$F(\mathbf{b}, \boldsymbol{\varphi}) = \sum_{i=1}^N (\boldsymbol{\omega}_m(t_i) - \dot{\mathbf{r}}(t_i))^2, \quad (7)$$

где \mathbf{b} – вектор оцениваемых параметров, N – количество измерений.

В работе были приняты следующие допущения: использование уравнений (1) без учета действия внешних моментов, анализ динамики движения происходит после раскрытия ТК, в модели (2) не учитываются температурные уходы ДУС, контроль раскрытия производится после процедуры раскрытия (не рассматривается динамика раскрытия ТК).

Процедура реконструкции раскрытия трансформируемых конструкций наноспутника. При проведении контроля раскрытия ТК по измерениям ДУС путем минимизации функции (7) используется вектор оцениваемых параметров вида $\mathbf{b} = [t_0 \ \varphi_1 \ \varphi_2]$.

Для оценки эффективности реконструкции раскрытия ТК было проведено моделирование при следующих условиях: исследование приводится для НС SamSat-ION; Модуль начальной угловой скорости НС не превышал $10^\circ / \text{с}$; Время накопления выборки измерений составляет 400 сек; Частота съема данных 1 Гц; Среднеквадратическая погрешность измерений ДУС $0,012^\circ / \text{с}$.

Наноспутник SamSat-ION разрабатывается в Самарском университете и предназначен для исследования ионосферы Земли. Он оснащен датчиком параметров плазмы (ДПП) (масса ДПП – 0,1 кг, момент инерции относительно оси вращения – $0,002 \text{ кгм}^2$) и выносным магнитометром (масса 0,05 кг, момент инерции относительно оси вращения – $0,0007 \text{ кгм}^2$). Раскрытие данных конструкций осуществляется путем их поворота с помощью пружин кручения. Положение датчика параметров плазмы характеризуется углом поворота φ_1 , положение магнитометра – углом φ_2 . В начальный момент времени $\varphi_1 = \varphi_2 = 180^\circ$.

Расчет тензора инерции НС показал, что несмотря на то, что масса ТК НС SamSat-ION составляет порядка 4% от массы НС, компоненты тензора инерции I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} , могут изменяться в процессе раскрытия на 37%, 15%, 15% соответственно. Также анализ модели массоинерционных характеристик показал, что одному значению момента инерции соответствуют множество углов раскрытия ТК.

Анализ наблюдаемости проводился следующим образом: строилась сетка с шагом 10° в координатах φ_1, φ_2 ; для текущего значения углов раскрытия ТК строились множества моментов инерции, а затем анализировались области пересечения множеств. Исследование показало, что множества диагональных и центробежных моментов инерции всегда пересекаются в одной точке; множества диагональных моментов инерции могут пересекаться как в одной, так и в двух точках (рис. 1).

Был проведен анализ устойчивости множеств к погрешностям определения тензора инерции. Для этого к каждому элементу тензора инерции добавлялась случайная ошибка и производился анализ пересечения множеств моментов инерции. Была определена допустимая погрешность, при которой решение является устойчивым (таблица 1).

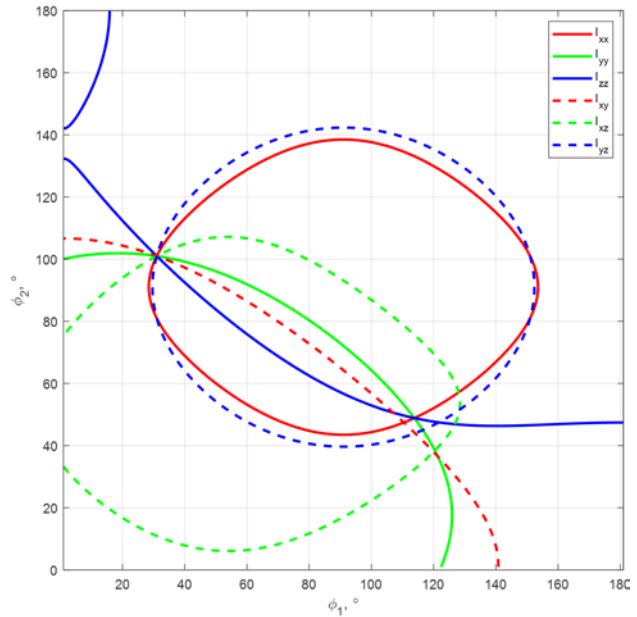


Рис. 1. Пример пересечения множеств моментов инерции

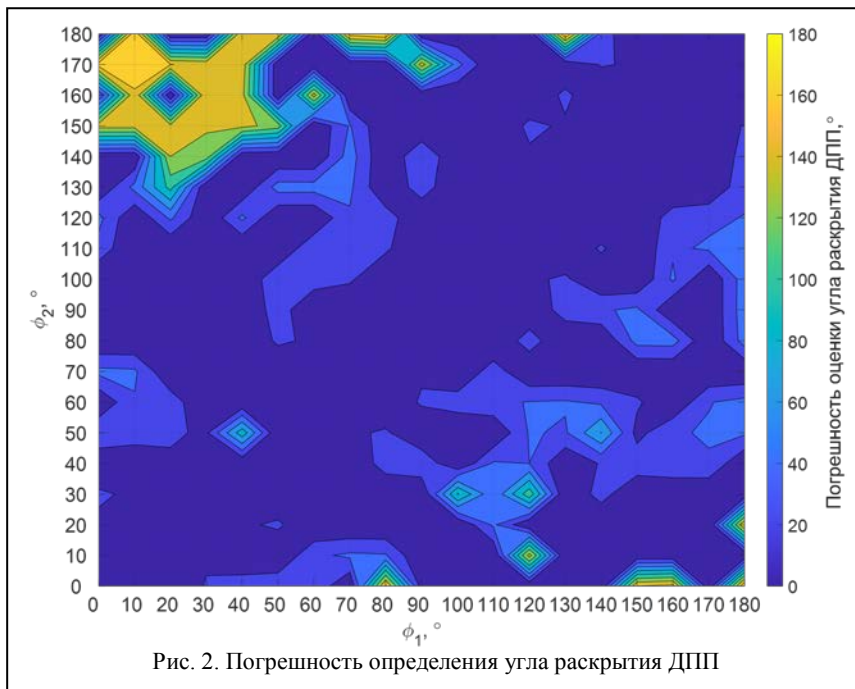
Т а б л и ц а 1

Допустимые погрешности определения тензора инерции

Компонент тензора инерции	Величина до раскрытия, кг м ²	Величина после раскрытия, кг м ²	Допустимая погрешность, кг м ²
I_{xx}	0,012	0,0120	10^{-4}
I_{yy}	0,063	0,0786	10^{-4}
I_{zz}	0,064	0,0796	10^{-4}
I_{xy}	-0,0027	-0,0027	10^{-8}
I_{xz}	$1,2 \cdot 10^{-4}$	0,0024	10^{-5}
I_{yz}	$9 \cdot 10^{-8}$	$9 \cdot 10^{-8}$	10^{-8}

Согласно таблице 1 допустимая погрешность определения центробежных моментов инерции должна составлять порядка 10^{-8} кг м², что на практике является недостижимой величиной, поэтому при реконструкции раскрытия ТК следует опираться на информацию о диагональных моментах инерции.

На рис.2. представлены погрешности оценки угла раскрытия ДПП в зависимости от его положения и угла раскрытия магнитометра. Результаты моделирования показали, что погрешность контроля раскрытия ТК составляет меньше 1° в области углов, соответствующей соотношению $\varphi_1 = \varphi_2$. Высокие значения погрешности (порядка $90-180^\circ$) указывают на проявление неоднозначности полученного решения.



Выводы. По результатам работы были сделаны следующие выводы: был проведен анализ наблюдаемости тензора инерции НС по углам раскрытия ТК; Получена область однозначных и не однозначных решений задачи; Обоснован выбор вектора оцениваемых параметров; Показана необходимость привлечения модели массоинерционных характеристик НС как в процедуру контроля, так и при интерпретации результатов.

Для снятия неоднозначности при решении реконструкции ТК НС сформу-

лированы следующие рекомендации: Усложнение математической модели углового движения (учет аэродинамического и гравитационного моментов, использование усложненной аэродинамической модели НС и рассмотрение движения НС на длительных интервалах времени (порядка 1-2 витков); Рассмотрение НС с ТК как системы тел и учет динамики раскрытия ТК.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №20-08-00617-А.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Peral E. et al.** Radar Technologies for Earth Remote Sensing From CubeSat Platforms // in Proceedings of the IEEE, vol. 106, no. 3, pp. 404-418, March 2018
2. **Bandyopadhyay S. et al.** Review of Formation Flying and Constellation Missions Using Nanosatellites. //Journal of Spacecraft and Rockets 53 (2016) pp. 567-578.
3. **Bhattarai, S., Shang, Jie-Rou** Space Debris Removal Mechanism Using CubeSat with Gun Shot Facilities. American Journal of Applied Sciences, vol. 15, pp. 456-463, 2018
4. **Gemma D.R. et al.** Coordinated Ionospheric Reconstruction CubeSat Experiment (CIRCE), In situ and Remote Ionospheric Sensing (IRIS) suite Journal of Space Weather Space Climate, vol. 11, 2021
5. **Patrick W. et al.** Passive CubeSats for remote inspection of space vehicles // Journal of Applied Remote Sensing, vol. 13, no. 3, 2019
6. **Asal A. et al.** Formation Flying of a Two-CubeSat Virtual Telescope in a Highly Elliptical Orbit // SpaceOps Conference, June 2018

I.V.Belokonov, I.A.Lomaka, (Samara university, Samara). **Study of a method for solving an incorrect reconstruction problem of nanosatellite's structures deployment by the analysis of its motion dynamics.**

The paper presents an approach for reconstructing the opening of remote elements of a nanosatellite. The approach is based on the processing of angular velocity measurements. The angular displacement of transformable structures is associated with a change in the inertia tensor of the nanosatellite; thus, the opening angles of the structures are introduced into the mathematical model of the angular motion, and then estimated from the accumulated sample of measurements. When evaluating the parameters of transformable structures, the ambiguity of the solution of the problem was revealed. Recommendations for the removal of ambiguity are given.

И. В. БЕЛОКОНОВ, П. Н. НИКОЛАЕВ, А. И. ЛЕОНОВ, И. А. ТИМБАЙ
(Самарский университет, Самара)

КОМБИНИРОВАННАЯ ПАССИВНО-АКТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION

Предлагается комбинированная пассивно-активная система управления движением (СУД) гравитационно-ориентированного наноспутника SamSat-ION, в которой измерительным средством является магнитометр, а исполнительным устройством является набор из трёх взаимноперпендикулярных магнитных катушек. Процесс управления состоит из набора повторяющихся процедур: демпфирование угловых скоростей с помощью алгоритма B-dot, оценка реализованной ориентации с помощью Филтра Калмана, использование пропорционального регулятора для приведения наноспутника к положению устойчивого гравитационного равновесия. Моделирование разработанного бортового алгоритма управления подтвердило эффективность предложенного подхода к управлению.

Введение. При выполнении наноспутниками научных миссий часто требуется их ориентированное движение в пространстве. Принимая во внимание действующие внешние моменты, на этапе проектирования можно обеспечить такое воздействие этих моментов, которое пассивно стабилизирует аппарат в определённой ориентации. Такая стабилизация происходит после окончания действия активной системы управления или после выведения на целевую орбиту при направленном характере выведения. Частным случаем является гравитационная ориентация, требующая удержания продольной оси наноспутника (НС) в направлении местной вертикали. Как известно, гравитационный момент стремится ориентировать НС так, чтобы ось наименьшего главного центрального момента инерции совпала с местной вертикалью, ось наибольшего главного центрального момента инерции – с перпендикуляром к плоскости орбиты и ось главного центрального момента инерции с промежуточным значением – с направлением движения. Проектные параметры НС, требующиеся для гравитационной стабилизации НС, можно выбрать по формулам и номограммам [1].

Магнитные СУД являются популярным инструментом для решения задач в большинстве миссий НС (около 40% наноспутников имеют магнитные катушки для активного управления положением). Работа магнитных СУД основана на принципе взаимодействия внешнего магнитного поля с магнитным полем, создаваемым током на магнитных катушках [2-6]. Аппарат, имеющий только магнитную систему управления, будет иметь не полную управляемость [7,8]. Достигнуть полной управляемости можно в расчёте на медленное изменение геомагнитного вектора, что формирует замкнутый контур управления в цикле по орбитальному периоду [9]. Магнитные СУД широко используются для демпфирования начальных угловых скоростей отделения наноспутников [10]

В данной работе предлагается алгоритм пассивно-активной гравитационной стабилизации, приводящий НС формата CubeSat 3U к устойчивому положению равновесия по местной вертикали.

Постановка задачи. В Самарском университете разрабатывается НС SamSat-ION формата CubeSat 3U в рамках миссии исследования ионосферы контактными и дистанционными методами. Научная аппаратура спутника включает: датчик параметров плазмы [11], двухчастотный приёмник сигналов спутниковых радионавигационных систем, выносной трёхосный магнитометр. Запуск наноспутника планируется на солнечно-синхронную орбиту с наклоном $97,5^\circ$ и высотой 550 км.

Наноспутник будет выведен на целевую орбиту с помощью транспортно-пускового контейнера (ТПК), что может привести к закручиванию наноспутника по оси с промежуточным или наибольшим моментом инерции со скоростью до $10^\circ/\text{с}$ [12], что предполагает решение задачи демпфирования приобретаемых угловых скоростей.

При функционировании датчика параметров плазмы необходимо обеспечить ориентацию плоскости чувствительного элемента перпендикулярно вектору набегающего потока, что

предполагает гравитационную стабилизацию наноспутника. При проведении экспериментов с датчиком параметров плазмы допустимы отклонения до 30° от местной вертикали и колебания по углу собственного вращения с амплитудой до 50° .

Система управления движением наноспутника SamSat-ION. Управляющим моментом НС SamSat-ION является момент, формируемый системой из трёх магнитных катушек при взаимодействии с вектором индукции магнитного поля Земли \mathbf{B} :

$$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}, \quad (1)$$

где \mathbf{m} – дипольный момент катушек в связанной системе координат, $A \cdot m^2$.

Схема системы управления движением наноспутника SamSat-ION представлена на рис. 1.

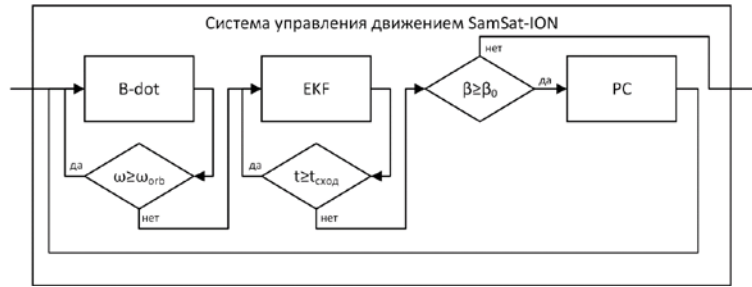


Рис. 1. Схема системы управления движением наноспутника SamSat-ION

1. **Блок «B-dot».** Демпфирование угловых скоростей, которое производится до угловой скорости порядка орбитальной с помощью «классического» алгоритма B-dot [13-16], при котором дипольный момент катушек \mathbf{m} рассчитывается из следующего выражения:

$$\mathbf{m} = -k\dot{\mathbf{B}}, \quad (2)$$

где k – коэффициент пропорциональности, $\dot{\mathbf{B}}$ – производная геомагнитного вектора в связанной с космическим аппаратом системе координат.

Особенность функционирования данного блока заключается в том, что формируемое магнитное поле на катушках управления вносит искажения в измерения магнитометров, соответственно возникает необходимость вынести оценку ориентации в отдельный блок.

2. **Блок «EKF».** Определение ориентации наноспутника предлагается проводить в два этапа. На первом этапе производится грубое определение ориентации по одномоментным измерениям вектора геомагнитной индукции и вектора направления на Солнце с помощью известного алгоритма QUEST [17,18]. Определение кватерниона ориентации производится на освещенном участке орбиты при условии, что угол между вектором направления на Солнце и вектором геомагнитной индукции более 10° . Полученная оценка кватерниона является априорной информацией для второго этапа – определения ориентации с помощью расширенного фильтра Калмана, использующего только показания магнитометра [19,20]. Время сходимости такого фильтра составляет порядка 15 минут.

2. **Блок «PC».** Формируется пропорциональное управление (П- регулятор) [21], нацеленное на поворот продольной оси НС в направлении местной вертикали для достижения области локальной устойчивости, определяемой допустимым углом β_0 . Если текущее отклонение от местной вертикали (угол β между продольной осью спутника и местной вертикалью) больше, чем β_0 , то формируется управляющее воздействие с дипольным моментом

$$\mathbf{m} = -k_p \mathbf{B} \times \mathbf{S}, \quad (3)$$

где k_p – коэффициент пропорционального регулятора, \mathbf{B} – геомагнитный вектор в связанной с НС системе координат, $\mathbf{S} = (a_{23} - a_{32} \ a_{31} - a_{13} \ a_{12} - a_{21})^T$, здесь $S = 0$ соответствует единичной диагональной матрице ориентации, при которой SamSat-ION будет находиться в гравитационном положении равновесия.

Заключение. В предлагаемом алгоритме пассивно-активной гравитационной стабилизации осуществлено разделение задач демпфирования, оценки ориентации и пропорционального

управления, что позволяет устранить негативное воздействие магнитных катушек на измерительное устройства. Математическое моделирование подтвердило эффективность использования данного алгоритма для достижения целевых задач и возможность его реализации на борту НС.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России, а также при частичной финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 20-69-46034, организация МГУ)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Барина Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А.** Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации, Гироскопия и навигация, Т. 28, № 1. с. 81-100, 2020.
2. **Bouwmeester J., Guo J.** Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology // Acta Astronautica – 2010. – Vol. 67. - p. 854-862.
3. **Silani E., Lovera M.** Magnetic spacecraft attitude control: a survey and some new results // Contr. Eng. Pract. – 2004. – Vol. 13. – p. 357-371.
4. Wertz J.R. Spacecraft attitude determination and control // Springer. – 1978. Vol. 7. – p.9.
5. **Sidi M.J.** Spacecraft dynamics and control // Cambridge university press. – 1997. Vol. 2. – p.7.
6. **Desouky M.A.A., Prabhu K., Abdelkhalik O.O.** On spacecraft magnetic attitude control. Space flight mechanics meeting, AIAA. – 2018.
7. **Пеньков В.И., Ролдугин Д.С.** Трёхосная инерциальная магнитная ориентация спутника в гравитационном поле // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 163. 18 с.
8. **Markley, F.L., Crassidis, J.L.** Fundamentals of spacecraft attitude determination and control. Space technology library. Springer. New York. – 2014.
9. **Avanzini G., de Angelis E.I., Giulietti F., Serrano N.** Attitude control of Low Earth Orbit satellites by reaction wheels and magnetic torques // Acta Astronautica – 2019. – Vol. 160. – p. 625-634.
10. **Белоконов И.В., Тимбай И.А., Николаев П.Н.** Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat, Гироскопия и навигация. Т. 26, № 3 (102), с. 69-91, 2018.).
11. **Галка А.Г., Янин Д.В., Костров А.В., Климов С.И., Новиков Д.И.** Резонансный зонд для измерения плотности и флуктуаций ионосферной плазмы на микро- и наноспутниках // Секция С. Диагностика естественных неоднородных сред и математическое моделирование. БШФФ-2017. – 2017. – с. 173–175.
12. **Юдинцев В.В.** Динамика отделения наноспутника формата кубсат от транспортно-пускового контейнера / Полет. 2015. № 8–9. с. 10–15.
13. **Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С.** Магнитные системы ориентации малых спутников – М.: ИПМ им.М.В.Келдыша, 2016 – 366 с.
14. **Stickler A.C., Alfriend K.T.** Elementary magnetic attitude control system // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1976 – Vol. 13, No. 5 – p. 282–287.
15. **Stickler A.C.** A Magnetic Control System for Attitude Acquisition // Ithaco, Inc. – 1972 – Rep. N 90345.
16. **Kramlikh A.V., Melnik M.E., Nikolaev P.N.** Attitude determination and stabilization algorithms of the SamSat-218D nanosatellite // Proc. 23rd Saint Petersburg International Conference. – 2016.
17. **Shuster M.D., Oh S.D.** Three-axis attitude determination from vector observations, Journal of Guidance and Control, 1981, vol. 4, no.1, pp. 70–77.
18. **Cheng Y., Shuster M.D.** An improvement to the QUEST algorithm, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 37, no. 1, 2014, pp. 301–305.
19. **Ivanov D.S.** Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties, Acta Astronautica, 2017, 132, pp. 103–110.
20. **Searcy J.D., Pernicka H.J.** Magnetometer-only attitude determination using novel two-step Kalman filter approach, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, vol. 35, no. 6, pp. 1693–1701.
21. **Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С.** Использование магнитных катушек и магнитометра для обеспечения трехосной ориентации спутника / Д.С. // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015. № 47. 20 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-47>

I.V.Belokonov, P.N.Nikolaev, A.I.Leonov, I.A.Timbai, (Samara university, Samara),

Combined passive and active motion control system of SamSat-ION nanosatellite

A combined passive-active attitude determination and control system (ADCS) for the SamSat-ION nanosatellite is proposed, in which the measuring instrument is a magnetometer, and the actuator is a set of three mutually perpendicular magnetic coils. ADCS is divided into three steps: angular velocity damping, assisted orientation estimation. Kalman filter and proportional controller. The division of the ADCS into these steps makes it possible to level the influence of the operation of the coils on the measurements of the magnetometers.

А.В НЕБЫЛОВ, В.А. НЕБЫЛОВ
(ФГАОУ ВО «ГУАП», Санкт-Петербург)

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ ЗАПУСКОМ

Анализируется и углубляется концепция интегрированной транспортной системы, включающей ВКС и экраноплан, используемый как разгонщик при запуске и подвижная посадочная платформа при посадке. Посадка заключается в стыковке ВКС и экраноплана на заключительном этапе снижения и выравнивания скоростей. В настоящее время актуальность проекта возросла в связи с постепенным освоением космодрома «Восточный» и необходимостью приема космических аппаратов, приземляющихся в зоне Тихого океана. В докладе анализируются требования к ВКС и к тяжелому экраноплану-катамарану для реализации проекта, анализируются достоинства и недостатки выбора местоположения космодрома «Восточный», перспективы развития прилегающих к нему территорий Амурской области.

Введение Снижение удельной стоимости космических запусков является одной из важнейших задач современной космонавтики. Пока многочисленные идеи по существенному удешевлению запусков не реализованы, хотя этому уделяется большое внимание во многих странах. Нужны новые конструктивные идеи.

Радикальным способом снижения стоимости запусков и посадок является обеспечение многоэтапности всех ступеней и отдельных элементов космической техники. В будущем будет конечно создан одноступенчатый воздушно-космический самолет (ВКС), который сможет подобно обычному гиперзвуковому самолету не терять ни одной детали или компонента кроме топлива при каждом запуске и посадке. Но многорежимный двигатель с необходимой тягой, успешно функционирующий в диапазоне скоростей от практически нулевой до космической, пока не создан, из-за чего рассматривают двух-ступенчатые ВКС с комбинированным двигателем, совмещающим свойства воздушнореактивного в атмосфере и реактивного при выходе из атмосферы. Рассматривают ВКС с крыльями на каждой ступени, что и обеспечивает многоэтапность. Но требуемая при этом мягкая посадка каждой ступени на аэродром трудно осуществима.

Сформулированы и оценены требуемые показатели всепогодности экраноплана определенных размеров и аэродинамической компоновки. Разработаны и излагаются методы синтеза и оптимизации систем управления абсолютным и относительным движением обоих крыльевых аппаратов, алгоритмы управления в разных режимах движения для осуществления выравнивания скоростей и стыковки.

Характеристики космодрома Восточный. Космодром расположен в Амурской области на расстоянии порядка 900 км от побережья Тихого океана (Охотского моря) в 45 км севернее города Свободный в лесистой местности с плохо развитой дорожной и другой инфраструктурой. Климат резко континентальный с большим годовым и суточным перепадом температур. Часты сильные ветры, дожди. Как доставлять на космодром элементы корпуса ракет-носителей большого диаметра – пока не ясно. Возможно, придется строить железную дорогу с необычно широкой полосой. Не ясна и возможность изготовления существенного комплекта элементов космической техники, например, в Комсомольске на Амуре или в Хабаровске, а не в Самаре. Роль космодрома как ускорителя экономического развития российского Дальнего востока постоянно отмечается, но в условиях повышающихся требований к космическим технологиям реализация этой идеи не очевидна.

В отличие от Байконура, районы падения которого располагаются преимущественно в необжитых степях, районы падения Восточного накрывают области активной хозяйственной деятельности. В частности, при запусках на орбиту с наклоном $51,8^\circ$ в зону падения отделяемых частей попадает часть нижнего течения Амура на протяжении 350 км с активной речной навигацией, включая населенные пункты вдоль Амура и на берегу Татарского пролива.

Важным достоинством нового космодрома является его значительно более южное (более близкое к экватору) расположение, чем у космодрома Плесецк.

Преимуществом нового космодрома можно считать также то, что начальный участок траек-

тории полёта ракеты-носителя на орбиту с наклоном 51.7° , которая в перспективе будет наиболее востребованной, не проходит над территориями иностранных государств. Районы падения отделяющихся частей ракет-носителей будут также расположены в малонаселённых районах территории России, а по большей части - в нейтральных водах Тихого океана.

Принимая во внимание достоинства и недостатки строящегося нового космодрома, можно сделать вывод о том, что среди возможных районов расположения российских космодромов при стандартом варианте вертикального ракетного запуска и вертикальной парашютной посадке (VLVL) именно «Восточный» - действительно наилучший. Однако его недостатки, включая также необходимость хорошей организации поиска в океане и эвакуации посадочной капсулы с экипажем, закрытой мокрым парашютом, заставляют исследовать также вариант организации запусков ВКС по горизонтальной схеме HLHL [6,11,13,14]. И нельзя останавливать работы по созданию универсального в воздушно-реактивного двигателя для горизонтального запуска ВКС.

Далее основное внимание в настоящей публикации уделим концепции стыковки ВКС и экраноплана на заключительном этапе его посадки.

Материалы и методы. Системы вертикального запуска будут испытывать все большее давление из-за удорожания равнинных участков земной поверхности в экваториальных районах. Люди предпочитают использовать их для производства продуктов питания, а не как зоны отчуждения возле космодромов. Управляемый спуск всех используемых ступеней ракеты станет обязательным, чтобы ликвидировать «зону отчуждения». Именно поэтому нужен универсальный двигатель, развивающий необходимую тягу от нулевой скорости до космической скорости $33M$. Пока еще трудно поверить, что такой широкодиапазонный двигатель будет создан в ближайшем будущем, а значит, обязательно нужен ускоритель для вывода маршевого двигателя за границу малых дозвуковых скоростей. Указанный ускоритель необходим для достижения такой дозвуковой скорости, когда подъемная сила гиперзвукового крыла будет хотя бы немного превышать вес аппарата. Посадка на парашюте в океан связана с необходимостью очень быстрого нахождения посадочной капсулы, что не легко сделать, особенно при большой зоне ожидания.

Предпосадочные маневры с большими отклонениями от траектории баллистического движения требуют дополнительного топлива и ресурса исполнительных органов. Естественно, при этом возникает мысль о целесообразности использования некой подвижной посадочной платформы, которая избавила бы корабль от необходимости сложного маневрирования и «подставила» этот подвижный аэродром ВКС. Именно поэтому мы приходим к мысли об эффективности не классической самолетной посадки, а стыковки двух крыльевых аппаратов с выравниванием векторов их скоростей по направлению и величине. Аналогичная мобильная платформа может использоваться и при горизонтальном запуске корабля с мобильного носителя. Поиски такого летательного аппарата были недолгими: вполне подошел экраноплан (ЭК) [7,8,10].



Рис. 1. EK "Спасатель" [3,7]

Реализация идеи требует создания двух принципиально новых объектов: многорежимного двигателя для ВКС и тяжелого ЭК. Кроме того, необходимо создать сложную систему управления абсолютным и относительным движением при стыковке ВКС с ЭК.

Результаты. Требуемые и достижимые характеристики большого экраноплана. Экранный эффект наиболее выражен при высоте полета h , не превышающей $1/5$ хорды крыла b , и практически исчезает при $h=b$. По фотоснимкам известных больших ЭК можно оценить ширину хорды крыла примерно как $1/5$ длины аппарата L .

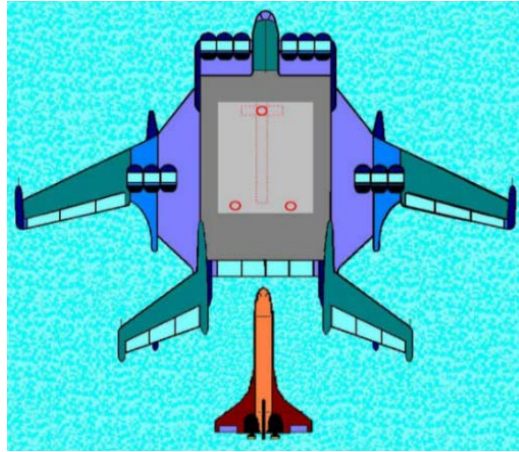


Рис. 2. Сближение ВКС и ЭК [3,10]

Наиболее крупным из реально построенных ЭК [6] является опытный ЭК «КМ» разработки «ЦКБ по СПК» под руководством Р. Алексеева со взлетной массой 440т. Крейсерская скорость - 430 км/ч. Еще один российский ЭК - "Лунь" со взлетной массой 380т был спущен на воду в 1990 году, главный конструктор - В. Кирилловых. «Спасатель» можно рассматривать как прототип нового крупного ЭК, способного решить задачу создания комплексной космической транспортной системы совместно с ВКС (рис. 2). Основные характеристики «Спасателя»: размах крыла - 44 м; длина - 73,8 м; высота - 19,2 м; максимальная взлетная масса - 380 т.

Важной характеристикой любого ЭК является его мореходность, т.е. способность взлетать с поверхности моря определенной шероховатости, характеризуемой высотой морских волн трехпроцентной обеспеченности $h_{3\%}$.

Мореходные качества «Спасателя» определяются легко. При длине $L=73,8$ м хорда крыла составляет $L/5=73,8/5=14,8$ м.

Желаемая высота движения h относительно среднего невозмущенного уровня моря не будет превышать $h=b/5=14,8/5=3,0$ м. Чтобы выдержать это требование с запасом даже при самой неблагоприятной погрешности стабилизации высоты (учитывающей как погрешность измерения высоты, так и негативное влияние сильных порывов ветра) в 30 %, необходимо уменьшить заданную высоту полета h_d на 30% и принять значение $h_d=0,7h=0,7 \times 3,0=2,1$ м.

С другой стороны, эта высота должна позволять избежать даже редких столкновений с гребнями волн при максимально допустимой амплитуде волн. Отсюда можно примерно оценить мореходные качества. Отметим, что здесь под высотой волны $h_{3\%}$ понимается расстояние от подножия волны до ее гребня с обеспеченностью 3%, то есть удвоенная амплитуда гармонической волны. Для «Спасателя» при полете на заданной высоте высота волны может достигать $h_{3\%}=2h_d=4,2$ м. Это практически соответствует шестибалльной морской волне, которая по шкале занимает интервал высот $h_{3\%}=3,5 \div 6,0$ м.

Для достижения всепогодного и всесезонного применения требуется повысить мореходные качества не менее чем до неполных 7 баллов, учитывая высоту волны $h_{3\%}=6$ м. Для этого требуется увеличить размер ЭК примерно пропорционально допустимой высоте волн, т.е. в $6,0/4,2=1,43$. Тогда для приемлемой длины аппарата получаем $L=73,8 \times 6,0/4,2=73,8 \times 1,43=105$ м. Взлетная масса увеличится пропорционально третьей степени увеличения габаритов и составит $380 \times (1,43)^3=1110$ т. Конечно, эти расчеты приблизительны. ЭК такой массы предполагается строить по двухкорпусной (катамаранной) схеме с несколько иными пропорциями длины и размаха крыла, чем у однокорпусного «Спасателя». Но они все же позволяют дать ориентиры по выбору параметров ЭК.

Еще один аргумент при выборе взлетной массы и габаритов ЭК связан с необходимостью нести большую полезную нагрузку. Для ЭК «Спасатель» доля полезной нагрузки составляет 36% от взлетной массы [7,8,14]. При массе 10^3 тонн допустимость полезной нагрузки можно ожидать до $0,36 \times 10^3=360$ т. Такая полезная нагрузка позволяет ЭК нести даже заправленный ВКС при выполнении функций разгонщика и уж тем более помогать ВКС без топлива при посадке и стыковке с ЭК. Учтем, что для российского ВКС «Буран» стартовая масса составляла всего 105 т, а полезная нагрузка — 30 т. Может быть целесообразным использова-

ние ЭК разных размеров при старте и посадке ВКС, особенно при большом расстоянии между точками старта и посадки ВКС. В любом случае ЭК должен значительно облегчить ВКС решение многих задач при взлете и посадке, таких как: доставка в экваториальную зону старта, дозаправка с использованием криогенной техники, освобождение от необходимости предпосадочного маневрирования, управление сложными стыковочными элементами для фиксации положения ВКС, ускоренная доставка ВКС на базу для подготовки к последующему пуску. Важно, что в первую очередь следует учитывать его мореходные качества, а не грузоподъемность. Важно многопрофильное использование строящегося ЭК не только в космическом проекте, но и во многих других транспортных задачах. Большой ЭК может быть особенно полезен в Арктике, так как его полет может происходить над поверхностью воды, льда и снега, а для взлета можно быстро выделить или подготовить участки с мелкими неровностями, которые не подходят для самолетов, но годятся для ЭК.

Понимание преимуществ больших ЭК пришло недавно после длительного периода поиска корпоративных заказчиков на дешевые, т.е. малые ЭК. Вице-премьер Ю.Борисов заявил в 2018 г. о создании нового российского экспериментального ЭК «Орлан» массой 600-800 тонн или даже больше. Срок начала его испытаний был установлен на 2027 год [7]. Постройка даже одного «Орлана» позволила бы испытать его в разных условиях применения и усовершенствовать конструкцию.

В задаче стыковки ЭК и ВКС ведущая роль должна принадлежать ЭК, чтобы максимально разгрузить ВКС от остальных задач, кроме стыковки. Понятно, что ЭК должен заблаговременно занять траекторию, необходимую для сближения с ВКС, для чего прогнозирование и планирование движений обоих транспортных средств должно быть достаточно точным и заблаговременным. После замыкания систем управления относительным движением взаимную несоосность в горизонтальной плоскости постепенно уменьшают до 1-2м, уменьшая также разницу их высот.

При нормальной тяговооруженности порядка 30% суммарная тяга двигателей должна быть порядка $(4\div 9)10^3$ кН. Его могут обеспечить 6÷8 двигателей тягой по 500 кН каждый. К 2024 году в Ростехе (в Перми) будет разработан российский двигатель ПД-35 с тягой, возможно, 50 тонн [12]. Аналогичная проблема возникла при проектировании российского самолета «Иркут» МС-21. Поскольку важно максимизировать скорость ВКС при взлете, предпочтительно использовать при этом все имеющиеся на борту двигатели. Критерий экономии топлива не очень актуален для экраноплана-разгонщика. Однако все же запас топлива должен позволить крейсерское движение на дистанцию 3000-4000 км.

Дискуссия. Анализ вариантов взаимодействия ЭК и ВКС, стартующего с космодрома «Восточный». Оценим возможности космодрома Восточный по требованиям безопасности экипажа в аварийных режимах и в штатных режимах движения.

Стандартная хорошо отработанная на космодроме Байконур схема отстрела капсулы с экипажем на ракетах-носителях может применяться и на «Восточном», но в исключительных случаях. Если отстрел производится с неподвижной ракеты или в течение короткого времени после взлета, то «круг приземления» не велик и космонавты, как и на Байконуре, быстро попадут в руки спасателей. Однако при отстреле капсулы из высокого положения, куда ракета поднимается за первые минуты полета, капсула с парашютом может упасть на расстоянии в сто и даже тысячу километров от стартового стола, особенно при сильном ветре. Если точка падения отклонилась от точки старта на восток, капсула упадет в воду Охотского моря или Тихого океана. Наиболее вероятна также штатная (неаварийная) ситуация парашютной посадки на акваторию Тихого океана в удаленной зоне ожидания. Поэтому требуется морской спасательный аппарат, способный быстро найти капсулу, поднять ее на борт, открыть и оказать необходимую помощь экипажу, включая возможность быстрой подачи в капсулу атмосферного воздуха. Сложилось мнение [] о целесообразности использования большого экраноплана в качестве такого поисково-спасательного средства. ЭК-катамаран с массой порядка 10^3 т может иметь крейсерскую скорость 550 км/час и должен обнаружить ВКС за 1-2 часа при выборе оптимальной траектории движения при поиске.

Учитывая в основном дороговизну нового большого экраноплана, существует и альтернативное мнение об использовании нескольких водоизмещающих судов или судов на воздушной подушке, вертолетов, беспилотников для процедуры поиска. Но хотя бы один большой экрано-

план очевидно все же потребует для завершения полета ВКС. Тем более ЭК потребует для реализации стыковки ВКС с ЭК на заключительном этапе посадки.

Если используется концепция НТНЛ на основе применения ЭК при запуске и посадке ВКС, то космодром не нужен вообще. Это решило бы проблему недостатков космодрома Восточный, но на следующем этапе технологического развития космонавтики, когда будут сконструированы и многорежимный двигатель для ВКС, и ЭК с массой 1000 т.

В [] сделана попытка оценить стоимость разработки и постройки одного большого экраноплана со взлетной массой 10^3 т, длиной 105 м. Оцененная стоимость ЭК составила одну десятую часть от полной стоимости космодрома Восточный с учетом всех 3-х этапов его строительства, известной как 180 млрд руб. Полученная оценка в 18 млрд руб не представляется чрезмерно большой. Для примера стоимость современного атомного ледокола, только что построенного на Балтийском заводе, составила 50 млрд руб.

Заключение. В статье обсуждены особенности горизонтального запуска крыльевого ВКС на 6 человек и варианты его посадки при использовании большого ЭК со взлетной массой в 10^3 тонн.

Этот ЭК практически всепогодного использования обеспечивает начальный разгон ВКС до скорости 550 км/час и выступает в качестве подвижной посадочной площадки, с которой ВКС стыкуется на заключительном этапе полета. Колесное шасси не используется, за счет этого увеличивается полезная нагрузка. Она увеличивается также за счет новых широкодиапазонных воздушно-реактивных двигателей, частично забирающих кислород из атмосферы, а не из бака.

Описанный новый подход принципиально отличается от развитых сейчас систем VLVL и должен существенно снизить стоимость космической транспортировки людей и грузов. Возможны и другие направления совершенствования космической техники, в том числе связанные с постепенным введением в строй нового российского космодрома «Восточный». Показано, что возможность приземления на море (Тихий океан) и на сушу усложняет поиск и эвакуацию посадочной капсулы или всего ВКС.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, соглашение № FSRF-2020-0004, "Научные основы построения архитектур и систем связи бортовых информационно-вычислительных комплексов нового поколения для авиационных, космических систем и беспилотных транспортных средств".

ЛИТЕРАТУРА

1. Bodner Matthew. The long road to Vostochny: Inside Russia's newest launch facility
2. January 30, 2019 <https://spacenews.com/the-long-road-to-vostochny-inside-russias-newest-launch-facility/>
3. The cost of building two new icebreakers of the Arctic type has become known. Read ria.ru in
4. Liang Yum, Alan Bliault, Johnny Doo. WIG-craft and Ekranoplane. Springer; 2010th edition, 468p.
5. Manturov told about the development of a ground-effect vehicle with rocket armament. 2018. <https://www.rbc.ru/rbcfreenews/5b93d5179a79478c7c685864> (in Russian)
6. Nebylov A.V., Tomita N., Sokolov V.V., Ohkami Y. Performance and Technological Feasibility of Rocket Powered НТНЛ-SSTO with Take-off Assist (Aerospace Plane/Ekranoplane). Acta Astronautica, Vol.45, N.10, 1999, pp. 629-637.
7. Nebylov A.V. and Watson J., Editors. Aerospace Navigation Systems. John Wiley & Sons, Ltd, UK, 2016, 420 p.
8. Nebylov A.V., Wilson P.A. Ekranoplane - Controlled Flight Close to the Sea. WIT-press, Southampton, UK, 2001, 236 p.
9. Roscosmos. Роскосмос назвал районы падения ступеней ракет с космодрома Восточный (in Russian). <https://novosti-kosmonavtiki.ru/news/26260/> Retrieved 28 April 2022.
10. PD-35. На базе АО «ОДК-Пермские моторы» будет построен первый в России комплекс для испытаний новых авиационных двигателей большой тяги, таких как ПД-35. Проект реализует Объединенная двигателестроительная компания (входит в госкорпорацию Ростех). Размер вложений оценивается в 20 млрд рублей. <https://perm.rbc.ru/perm/freenews/5bb1b7e99a7947f8f90c8a07> (In Russian)
11. Ralph, Eric (30 May 2019). "SpaceX CEO Elon Musk wants to use Starships as Earth-to-Earth transports". Teslarati. Retrieved 31 May 2019.
12. Vostochny Cosmodrome. CENTER FOR OPERATION OF SPACE GROUND BASED INFRASTRUCTURE/ <https://www.russian.space/138/>, <https://www.russian.space/247/> (in Russian)

И.К. БЖИНАЕВ, А.А. КОВАЛЕНКО, А.Г. КОЗЛЕЧКОВ
 (Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королев.
 ООО «Центр тренажеростроения и подготовки персонала», г. Новочеркасск)

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

В данной работе затрагиваются особенности существующей системы планирования и реализации полетных операций, проводимых Российским сегментом международной космической станции (РС МКС). Основным средством совершенствования процесса управления РС МКС является углубление автоматизации разработки полетных процедур при помощи методов формального программирования.

В введении приводятся суть и формулировка общей задачи исследования. В основной части – текущее состояние проблемы и предлагаемые методы ее решения. В заключении даны предварительные результаты работы и описан созданный задел на будущее.

Введение. Развитие космонавтики в России не стоит на месте, а вместе с прогрессом в отрасли и сопряженных науках, растет и масштаб проектов, требующих реализации. Однако, даже эксплуатация морально устаревающей МКС требует огромного количества работ по обеспечению целевой задачи станции, таких как сближение и стыковка пилотируемых аппаратов и дополнительных модулей, ориентация в пространстве, бытовых, научных и т.д. В ближайшее время, в России планируется создание собственной орбитальной пилотируемой космической станции, что, очевидно, приведет к увеличению количества и технической сложности выполняемых полетных процедур. Это в свою очередь требует совершенствования существующей системы планирования и реализации полетных операций, главным фактором которого является повышение *качества* процесса управления РС МКС.

Из этого следует, что актуальной является задача повышения *качества* управления РС МКС путем повышения степени автоматизации процессов разработки и реализации полетных процедур, для современных и перспективных космических полетов.

Для решения обозначенной задачи в данной работе предлагается создание метода программирования полетных операций, реализованного в виде языка формального описания процедур (ФОПР).

Основная часть. Современная система планирования и реализации полетных операций. Достижение цели и задач полета любого космического аппарата (КА) обуславливаются выполнением разрабатываемых под эти задачи полетных планов. На борту КА реализация плана полета осуществляется за счет штатной работы бортовых систем КА и его экипажа (при его наличии). Управление бортовыми системами происходит за счет подачи на них управляющих воздействий. Обычно источниками этих воздействий являются:

- наземный комплекс управления;
- экипаж пилотируемого КА;
- бортовой комплекс управления.

Бортовой комплекс генерирует управляющие воздействия в соответствии с изначально заложенными законами управления в виде алгоритмов специального программного обеспечения бортовой вычислительной системы, либо исполняя задачи, поставленные наземным комплексом управления или экипажем. Такая организация управления предполагает постоянный контакт и взаимодействия всех этих элементов. Подобное командно-программное управление реализуется как в виде прямых команд управления, так и отложенных во времени команд.

Таким образом, процесс управления полетом можно свести к формированию наземным комплексом командно-программной информации (КПИ), ее передаче в БКУ КА и исполнению команд. КПИ содержит прямые команды для исполнения КА и массивы цифровой информации для бортового комплекса управления. Сами же команды являются единичными управляющими воздействиями на системы, группы систем КА и разделяются на два типа:

- разовые команды, подаваемые непосредственно в аппаратуру КА;
- числовые команды, выдаваемые системам КА через бортовой цифровой вычислительный комплекс [1,2].

Из всего вышеперечисленного следует, что *качество* процесса управления РС МКС напрямую зависит от сформированной наземным комплексом управляющей информации, разработанного, с учетом текущей конъюнктуры полета, плана полета и его непосредственной реализации.

Совершенно очевидно, что полет современных (и перспективных) пилотируемых орбитальных станций характеризуется большой продолжительностью, а также, многочисленностью и разнонаправленностью научных, служебных и других работ, что многократно увеличивает сложность, трудоемкость и время разработки управляющей информации. Усложнение обуславливается стремительным увеличением объемов данных, необходимостью использования более сложных программ полета, предназначенных для выдачи управляющих воздействий в соответствии с временными и логическими условиями [3,4].

Из этого вытекают следующие проблемы:

Первая. Увеличение количества полетных операций ведет к соответствующему возрастанию нагрузки на персонал наземного комплекса управления, а главное к возрастанию вероятности ошибок при планировании, реализации и разработке управляющей информации, обусловленных человеческим фактором.

Вторая. Помимо банального уменьшения трудоемкости всего процесса, решения требуют вопросы систематизации, обработки и анализа данных, необходимых для формирования полетных процедур, интегрированных в общую систему планирования и реализации, способных не только многократно повысить *качество* управления, но и поднять уровень взаимодействия и координации различных структур, задействованных при управлении орбитальной станцией.

Третья. Работа с подобными структурами требует определенных навыков, подготовки и практики в области цифровых технологий от персонала, что не всегда релевантно, а потому одними из ключевых требований к ним являются адаптивность и доступность человеко-машинного интерфейса для любого пользователя.

Четвертая. Структурно решение должно обеспечить глобальное взаимодействие между различными аспектами управления орбитальной станцией от планирования, до реализации, как универсальных, так и специализированных подсистем и процессов.

Решением данных проблем в перспективе является язык формального описания процедур ФОПР, разрабатываемый для ракетно-космической корпорации «Энергия».

Язык ФОПР предназначен для создания формализованных описаний полетных процедур (процедур управления) орбитальной станции. Создание языка обеспечило решение следующих задач:

- создание формализованных описаний полётных процедур;
- автоматизированную верификацию процедур за счёт обеспечения автоматизированного контроля соблюдения условий и ограничений внутри процедуры, контроля соответствия исходным данным и реализуемости процедуры;
- автоматизированную подготовку исходных данных для формирования детальных планов полёта (ДПП) с контролем совместимости, непротиворечивости процедур и их реализуемости.

Языка ФОПР содержит синтаксические конструкции для описания основных элементов полётных процедур:

- шагов;
- условий выполнения шагов, включая условия привязки к временным отметкам, виткам, светотеневой обстановке и зонам радиовидимости наземных командно-измерительных пунктов;
- управляющих воздействий, выполняемых (реализуемых) в теле шага;
- переменных БКУ;
- параметров команд, в том числе, определяемых через вычисляемые выражения;
- таблиц уставочных данных для режимов орбитальной станции;
- значений временных пауз;

- примечаний;
- управляющих конструкций для выполнения условных переходов.

Разработаны синтаксический и семантический анализатор ФОПР, а также специализированная среда для создания и редактирования полётных процедур средствами ФОПР, позволяющая, в частности, выполнять преобразование типовой процедуры к её конкретной реализации (актуализация процедуры). Данное преобразование подразумевает:

- задание значений для переменных и параметров, отмеченных в тексте описания типовой процедуры как «подлежащие определению»;
- вычисление актуальных значений или допустимых диапазонов для зависимых переменных и параметров.

Создано специализированное программное обеспечение автоматизированной разработки формализованных полётных процедур. Указанное программное обеспечение обеспечивает решение следующих задач:

- ввод и редактирования полётных процедур с автоматическим форматированием тестов для получения:
 - формализованного текста полётной процедуры;
 - графического отображения полётной процедуры в виде ДПП;
 - форм обмена данными с информационно-вычислительными комплексами ЦУП именованными фрагментами исходных текстов бортовых программ полёта для автоматизированного формирования КПИ (в перспективе);
 - введение в состав функций автоматизированной системы планирования (АСП) возможности формирования ДПП на основе формализованных полётных процедур в виде двухуровневого информационного поля:
1. Циклограмма операций в виде общей информация о запланированных полётных операциях, привязанных к временной оси, ссылки на соответствующие полётные процедуры;
 2. Детальная информация о содержании каждой запланированной полётной операции, актуальные значения уставочных данных, идентификаторов, атрибуты форм обмена данными.

Применение системы автоматизированной подготовки полетных процедур на базе языка ФАПР позволит повысить эффективность реализации полётных операций существующей орбитальной станции - РС МКС и перспективной Российской орбитальной станции РОС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Наземные комплексы управления космическими аппаратами. Наука и технологии в промышленности, №1/2012. Макаров М.И., Медведев А.А.;
2. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. / В. А. Соловьев, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский; под общ. ред. Л. Н. Лысенко. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. – 426 с.: ил.;
3. Автоматизированные системы управления космическими полетами / В. Г. Кравец. Москва: Машиностроение, 1995. – 256 с.: ил.;
4. Командно-программное управление полетом Российского сегмента МКС. Космическая техника и технологии, №2(13)/2016. Брега А.Н., Коваленко А.А.

I.K.Bzhinaev, A.A.Kovalenko (S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation «Energia», Korolev), A.G.Kozlechkov (Simulator and Training Center , Novochoerkassk). **Improvement of flight operations implementation system**

This paper touches upon the features of the existing system for planning and implementing flight operations conducted by the Russian Segment of the International Space Station (ISS RS). The main means of improving the ISS RS control process is to deepen the automation of the development of flight procedures using formal programming methods.

The introduction contains the essence and formulation of the general task of the study. The main part contains the current state of the problem and proposed methods for solving it. In conclusion, preliminary results of the work are given and the groundwork for the future is described.

Секция 3**ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ СВЕРХЗВУКОВЫХ
ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ**

Б.Х. БАРЛАДЯН, А.Г. ВОЛОБОЙ, В.А. ГАЛАКТИОНОВ, Л.З. ШАПИРО
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва)

Ю.А. СОЛОДЕЛОВ
(ФАУ «Государственный Научно-Исследовательский Институт Авиационных Систем», Москва)

СИСТЕМА ВИЗУАЛИЗАЦИИ ДЛЯ КАБИНЫ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

В работе рассматриваются вопросы создания систем визуализации для бортовых комплексов гражданской авиации, работающих под управлением перспективной российской операционной системы реального времени (ОСРВ) JetOS. Все программное обеспечение, используемое на борту воздушного судна, должно соответствовать стандартам безопасности. Это накладывает дополнительные требования и к используемому оборудованию, и к процессу разработки системы. Для критических для безопасности систем была разработана программная реализация графической библиотеки OpenGL SC с возможностью использования многоядерных процессоров.

Введение. Современные комплексы бортового оборудования самолетов проектируются на основе концепции интегрированной модульной авионики [1, 2], в основе которой лежит объединение приборов и бортовых процессоров в единую сеть, управляемую операционной системой реального времени (ОСРВ). Процесс создания авиационной техники, включая программное обеспечение (ПО), должен следовать стандартам для авиационной промышленности. Стандарт ARINC 653 [3] описывает требования к ОСРВ и программный интерфейс между прикладным авиационным ПО и ОСРВ. Визуализация информации должна удовлетворять стандарту OpenGL SC (Safety Critical) [4]. Важным требованием является возможность сертификации в соответствии с DO-178C [5]. Использование графического ускорителя усложняет сертификацию, поэтому мы разработали эффективную программную реализацию графической библиотеки OpenGL SC [6]. Эта реализация предназначена для работы под управлением ОСРВ JetOS [7].

Используя специфику авиационных приложений, нам удалось значительно ускорить стандартную программную реализацию OpenGL, однако достичь требуемых скоростей визуализации на одном ядре типичного авиационного процессора не представляется возможным. Типичные процессоры, используемые в бортовом оборудовании, – PowerPC (P3041) и i.MX6 имеют четыре ядра, и использование многоядерности является естественным путем для повышения производительности. ARINC 653 ограничивает использование многопоточности (в частности, не допускаются произвольные переключения между различными потоками), поэтому первые наши исследования [6] проводились под операционной системой Linux. С появлением поддержки многоядерности в ОСРВ JetOS ее использование в визуализации было реализовано в соответствии со стандартом ARINC 653.

Цель работы. Целью работы является реализация сертифицируемой системы визуализации для кабины гражданского самолета. Необходимость сертификации предписывает соблюдение корректных процессов разработки ПО, а также предоставление полного доступа к исходным кодам. Компания CoreAVI выпускает OpenGL-драйверы, использующие графические процессоры [8], но сертификация таких драйверов практически невозможна без поддержки разработчиков графических процессоров. Таким образом, разработка программной OpenGL является предпочтительной при условии достижения приемлемой скорости визуализации.

В литературе описано достаточно много алгоритмов программной реализации OpenGL [9 - 12], использование которых на мощных компьютерах, например, Intel i7-4770 3.4 GHz, дает приемлемые по скорости результаты для типичных авиационных приложений. К сожалению, такая реализация библиотеки OpenGL не обеспечивает требуемой производительности при использовании процессоров PowerPC или i.MX6. Для типичных авиационных приложений скорость на этих процессорах не превышает 1 – 2 кадров в секунду. Мы оптимизировали и ускорили используемые алгоритмы, учитывая специфику авиационных приложений.

Специфика авиационных приложений. Большая часть авиационных приложений использует визуализацию только двумерных (2D) объектов. Эти приложения применяются, в основном, для визуализации показаний приборов, положения воздушного судна в пространстве, различных индикаторов, метеорологической и картографической информации. Такая визуализация использует ограниченное число сочетаний вызовов команд OpenGL. Учитывая эту специфику, мы сумели существенно увеличить скорость визуализации. При этом полное покрытие спецификации стандарта OpenGL SC было сохранено.

Алгоритмы растеризации занимают основное время работы OpenGL. Ускорение процедуры растеризации было проведено, в основном, путем применения следующих подходов:

1. Для вычисления значений величин (Z-координаты, цвета или текстурных координат) внутри треугольника мы использовали линейную интерполяцию вместо применения барицентрических координат. Интерполяция производится сначала вдоль сторон треугольника при переходе к следующей строке экрана, а затем вдоль строки пикселей. Использование линейной интерполяции позволило ускорить растеризацию примерно в 1,9 раза.

2. Везде, где это возможно, мы использовали вычисления с фиксированной точкой. Это дало заметное ускорение в силу специфики архитектуры используемых процессоров, т.к. несколько таких операций могут выполняться за один такт. Этот подход позволил ускорить растеризацию примерно в 2,2 раза.

3. Для вычислений в строке пикселей внутри треугольника был использован набор специальных встраиваемых функций. При анализе 2D-авиационных приложений было выявлено, что при растеризации треугольников большая часть времени уходит на проверки условий обработки данного пикселя, в то время как эти условия одинаковы для всех пикселей треугольника. Мы выявили пять таких часто используемых случаев, и написали пять специальных функций, которые проверяют ограниченное количество условий.

При визуализации рельефа (3D-приложение) для эффективности, как правило, не используются буфер трафарета, альфа канал, текстура и освещение. Освещение вычисляется один раз заранее, и результат в виде цветов в вершинах используется при визуализации. Таким образом, для 3D-приложения, где используется Z буфер, получается два дополнительных случая: вершины треугольника имеют один и тот же цвет или они имеют разные цвета. В первом случае не нужна интерполяция цвета, и его можно заранее перед растеризацией упаковать в одну целую величину (типа int), как он представлен в экранном буфере. Использование набора специальных встраиваемых функций позволило ускорить растеризацию примерно в 1,7 раза.

В результате предложенной оптимизации удалось увеличить скорость визуализации для типичных авиационных приложений в ~10 раз до 8 – 12 кадров в секунду. При этом все вычисления производились на одном ядре процессора. Более детально эта оптимизация рассмотрена в [6].

Использование многоядерных процессоров. Исследования в [6] были проведены под операционной системой Linux, поскольку OCPB JetOS на тот момент не поддерживала многоядерные процессоры. В настоящее время JetOS поддерживает специальное расширение стандарта ARINC 653 Asymmetric Multi-Processing (AMP), позволяющее использовать многоядерные процессоры. Следует отметить существенную разницу между технологией AMP и многопоточностью, использованной в [6]. Эта разница в основном определяется требованиями ARINC 653 и DO-178C к программному обеспечению авиационных встраиваемых систем. В то время как многопоточность обеспечивает эффективную конкурентную работу нескольких потоков в одном адресном пространстве, проекты JetOS для AMP поддерживают возможность запуска нескольких модулей (экземпляров JetOS) на одном устройстве, каждый из которых работает на своем ядре процессора. Этот подход обеспечивает требуемую безопасность и надежность, но не может обеспечить максимальную производительности, достигаемую при использовании технологии многопоточности.

На рис. 1 и 2 приведены схемы работы OpenGL при использовании соответственно одного и четырех ядер процессора. При использовании одного ядра все три стадии процесса происходят последовательно. При использовании четырех ядер одно ядро занято обработкой инструкций OpenGL и выводом сгенерированных изображений на экран, а на остальных трех параллельно производится наиболее трудоемкая операция – растеризация. Каждый сервер в данный момент времени растеризует один кадр и поэтому работает независимо от других. Сгенерированные кадры должны выводиться на экран в той последовательности, в какой поступают от приложения, поэтому работа клиента и серверов должна быть соответствующим образом синхронизирована. Для этой цели используются небольшие блоки памяти, общей для клиента и сервера (shared memory). Доступ к этим блокам реализован с помощью атомарных операций (atomic operations). Общая память используется также для обмена данными между клиентом и серверами. Использование четырех ядер для работы программной OpenGL позволило увеличить скорость визуализации в 2,5 – 3 раза и достичь приемлемого уровня для авиационных приложений.



Рис. 1. Схема работы OpenGL с использованием одного ядра процессора.

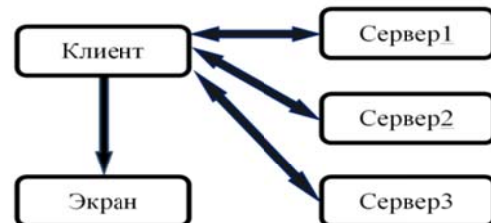


Рис. 2. Схема работы OpenGL с использованием четырех экземпляров JetOS.

Заключение. Проведенные исследования показали, что разработанная программная реализация библиотеки OpenGL SC при использовании многоядерных процессоров позволяет достичь необходимой производительности для систем визуализации в кабине гражданского самолета. Такую программную реализацию значительно проще сертифицировать по сравнению с реализацией, использующей аппаратную поддержку графического процессора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федосов Е. А. Проект создания нового поколения интегрированной модульной авионики с открытой архитектурой // «Полет», №8, 2008, С. 15-22.
2. Федосов Е.А. Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии, №1, 2015. С. 66-71.
3. Arinc Standards Store. <https://www.aviation-ia.com/product-categories>.
4. Safety Critical Working Group, <https://www.khronos.org/openglsc/>
5. Do-178c Software Considerations In Airborne Systems And Equipment Certification, http://www.rtca.org/store_product.asp?prodid=803
6. Barladian B.Kh., Voloboy A.G., Galaktionov V.A., Knyaz V.V., Koverninskii I.V., Solodelov Yu.A., Frolov V.A., And Shapiro L.Z., Efficient Implementation Of Opengl Sc For Avionics Embedded Systems // Programming And Computer Software, 2018, Vol. 44, No. 4, Pp. 207–212. Doi: 10.1134/S0361768818040059
7. Маллачиев К.М., Пакулин Н.В., Хорошилов А.В. Устройство и архитектура операционной системы реального времени. Труды ИСП РАН, Т. 28, вып. 2, 2016. С. 181-192 (на англ.). Doi: 10.15514/Ispras-2016-28(2)-12».
8. Arguscore Sc™ Opengl Sc 1.0.1 / Sc 2.0 Graphics Drivers For Safety Critical Systems, http://www.coreavi.com/sites/default/files/coreavi_product_brief_-_arguscore_sc1_sc2_rev_a_0.pdf
9. Wihlidal G. Optimizing The Graphics Pipeline With Compute. GDC 2016.
10. Laine S., Karras T. High-Performance Software Rasterization On Gpus, High-Performance Graphics, 2011.
11. The Mesa 3d Graphics Library, <http://www.mesa3d.org>.
12. Dudra P. M. A. J., Advanced 2d Rasterization On Modern Cpus, Applied Information Science, Engineering And Technology: Selected Topics From The Field Of Production Information, Т. 7, № 5, 2014.

B.Kh. Barladian, A.G. Voloboy, V.A. Galaktionov, L.Z. Shapiro, (Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow, Russia), Yu.A. Solodelov (State Res. Institute of Aviation Systems (GosNIAS), Moscow, Russia). **Rendering System for a Civil Aircraft Cabin**

The paper deals with the elaboration of rendering system for civil aviation airborne complexes operating under the control of a promising Russian real-time operating system (RTOS) JetOS. All onboard software must comply with internationally accepted safety standards. This imposes additional requirements on both the equipment used and the software development process. To meet the requirements of safety-critical systems, a software implementation of the OpenGL SC graphics library was developed. The ability to use multi-core processors in aviation embedded systems has been implemented to improve the performance of the graphics library.

В.И. ЖЕЛОНКИН, М.В. ЖЕЛОНКИН, Е.Н. КАДИЛЬНИКОВА, С.А. КОВТУН
(ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского»,
НЦМУ «Сверхзвук», г. Жуковский)

ПОРЯДОК РАЗРАБОТКИ И МЕТОДЫ ОТРАБОТКИ ЭЛЕМЕНТОВ ЭЛЕКТРОННОЙ ИНДИКАЦИИ НА ПИЛОТАЖНЫХ СТЕНДАХ

*В работе приведен порядок разработки форматов электронной индикации
и методы отработки их на пилотажных установках.*

Введение. Оценка информационных кадров электронной индикации является одной из важных задач, решаемых на пилотажных исследовательских установках [1]. Поэтому важным рабочим элементом таких исследований являются методические приемы, используемые при проведении экспериментов [2].

Разработка информационных кадров, отображающих пространственное положение ЛА, параметры движения ЛА и параметры различных бортовых систем разделяется на четыре последовательных этапа.

Первый этап проектирования включает определение физической природы отображаемого параметра и создание его математической модели.

Второй этап проектирования включает определение математического способа отображения выбранного параметра на электронном носителе.

Третий этап проектирования включает определение графического вида отображаемого параметра, способ его перемещения (если это предусмотрено) по экрану индикатора и цветовая гамма, используемая при отображении.

Четвертый этап проектирования включает отработку созданного изображения на моделирующем пилотажном стенде и разработку методики использования данного элемента индикации в процессе пилотирования ЛА.

Данная процедура создания и отработки графических элементов информационного кадра относится как к созданию отдельных элементов изображения, так и к созданию всего информационного кадра.

Методы проведения экспериментов можно подразделить на статические и динамические, а полученные результаты оценок – на объективные и субъективные.

Статический метод проведения экспериментов

К статическим методам относится так называемый «метод тахистоскопа». Данный метод применяется для получения сравнительной оценки как отдельных элементов информационных кадров, так и полных кадров.

Статический эксперимент с использованием электронного тахистоскопа выполняется для оценки качества восприятия (читаемости) различных вариантов элементов лицевых частей индицируемых пилотажных параметров на ЖК-дисплее. Тахистоскопическая оценка лицевых частей приборов является, по мнению многих авторов, наиболее простым и надежным методом, который уже более ста лет используется в экспериментальных исследованиях.

Метод заключается в предъявлении в течении определенного времени фиксированного состояния элемента информационного кадра или кадра целиком и получении ответа на вопросы о значении определенных параметров. В экспериментах электронный тахистоскоп позволяет стандартизировать условия предъявления зрительной информации и контролировать время экспозиции с точностью до 0,001с.

Эксперименты с использованием данного метода проводятся двумя способами:

- первый – демонстрация статического изображения в течении короткого фиксированного времени (десятичные доли секунды) и после этого – ответ о значении заданного параметра;
- второй – демонстрация статического изображения до его правильного считывания, и фиксация времени считывания.

Динамические методы проведения экспериментов

Динамические методы проведения эксперимента разделяются на объективные и субъективные.

Объективные методы проведения динамического эксперимента

К объективным динамическим методам оценки качества считывания информации относится целый ряд методов проведения динамического эксперимента.

Во-первых, это методы оценки качества пилотирования при выполнении определенной задачи, например, точность выполнения заданного маневра, точность отслеживания заданных параметров движения в условиях различных возмущений. Для таких экспериментов проводится статистическая обработка результатов, при этом оценивается математическое ожидание и дисперсия как параметров движения, так и расходы органов управления в процессе выполнения заданных режимов полета.

Выполняемая задача может усложняться введением дополнительной фоновой задачи (например, гашение цветных лампочек, находящихся вне мгновенного поля зрения экспериментатора).

Данная методика имеет название «Резервы внимания». В результате ее использования определяется так называемый «Коэффициент загрузки лётчика».

При проведении такого рода экспериментов проводится сравнительная оценка информационных кадров на основе оценки различных показателей точности выдерживания заданных параметров и оценки резервов внимания при выполнении фоновой задачи (по количеству правильных ответов и времени, затраченного на них).

Во-вторых, это методы оценки качества предъявляемой информации на основе анализа действий лётчика при выводе самолета из так называемых «сложных положений». Эксперимент при использовании данной методики строится следующим образом.

Самолет ставится в так называемое «сложное положение» - разнообразное сочетание параметров движения: больших углов тангажа и крена, малая или большая приборная скорость, малая высота.

Лётчику ставится задача вывести самолет в горизонтальный полет оптимальным образом. Эксперимент начинается неожиданно для лётчика. При этом фиксируется время первого движения органом управления, оценивается правильность этого движения и фиксируется время вывода самолета в горизонтальное положение. В процессе выполняемого пространственного маневра оцениваются параметры движения (а именно, выход их на ограничения) – угол атаки, нормальная перегрузка, приборная скорость.

В-третьих, наряду с оценкой динамических параметров движения в процессе проведения экспериментов, может проводиться запись направления взгляда лётчика с использованием специализированных очков, соединенных с ПК.

Данная процедура позволяет с помощью специального оптического оборудования объективно фиксировать на каких элементах изображения и в течении какого времени фокусируется взгляд лётчика.

Субъективные методы проведения динамического эксперимента

Кроме объективных методов оценки применяются и субъективные методы, основанные на методе эргономической экспертной оценки. Экспертные методы достаточно универсальны, их оценки позволяют сравнивать оцениваемые объекты как качественно, так и в количественных величинах (баллах). Для перевода качественной оценки мнения эксперта в количественные показатели (баллы) используется так называемая Таблица эмоциональной оценки (ТЭО) (рис. 1).

В таблице используется равномерная шкалы оценок. Таблица универсальна, т.к. не содержат конкретных вопросов, относящихся только к одному какому-то объекту. Методика использования данной таблицы для получения оценки следующая: вначале составляется так называемая «Анкета-опросник», содержащая вопросы по индикации в целом и по отдельным ее элементам, далее, после выполнения задачи, оператор отвечает на поставленные вопросы, используя таблицу ТЭО.

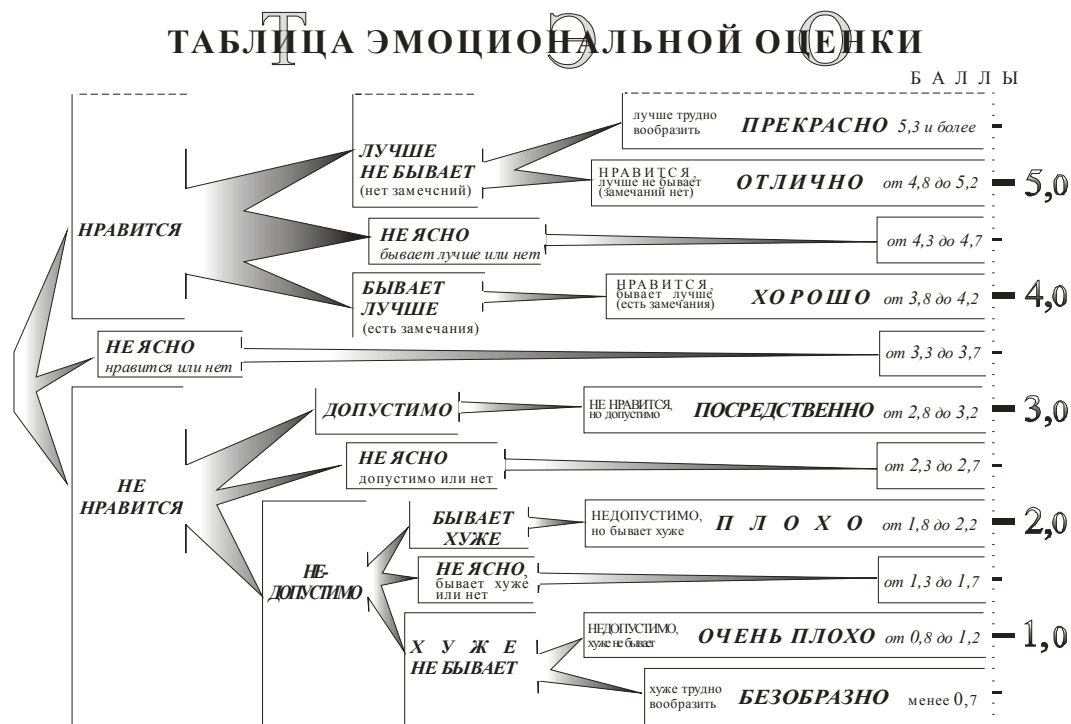


Рис. 1. Таблица эмоциональной оценки

Заключение. По результатам такой обработки составляется документ, содержащий детальное описание элементов информационного кадра и включающий описание размеров элементов, используемых шрифтов, толщин линий, используемых цветов, источников информации для отображаемых параметров и частоты перерисовки информационного кадра. Данный документ готовится для подразделения, которое занимается созданием математического обеспечения для бортовых индикаторов. Часть такого документа, содержащая описание информационных кадров, помещается в «Руководство по летной эксплуатации» (РЛЭ) ЛА.

Тезисы подготовлены в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 8 декабря 2020 г. № 075-11-2020-023).

ЛИТЕРАТУРА

1. Желонкин В.И., Желонкин М.В., Кадильникова Е.Н. Проблемы формирования информационно-управляющего поля сверхзвукового пассажирского самолета. В сборнике: XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2021). Материалы : в 4 т., Ростов-на-Дону, 2021. С.110-112.
2. Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ковтун С.А., Ткаченко О.И. Формирование информационных кадров для посадки в сложных условиях с использованием технологии технического зрения. В книге: НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ. Тезисы доклада. 2019. С. 146-147

V.I. Zhelonkin, M.V. Zhelonkin, E.N. Kadilnikova, S.A. Kovtyn (TsAGI, Zhykovskiy). **Development procedure and methods for testing elements of electronic indication on the simulator.**

The work describes the procedure for developing electronic indication formats and methods for testing them on the simulator.

И.И. ГРЕШНИКОВ, В.И. ЗЛАТОМРЕЖЕВ, А.В. ГНЕДОВ
(ФАУ «ГосНИИАС», Москва)

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАБИНЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

В докладе рассматривается вопрос создания кабины сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС), формулируются соответствующие задачи и обозначаются проблемы данного направления. Далее рассматриваются разработанные авторами компоненты информационно-управляющего поля, и концепция кабины перспективного СПС полученная на основе анализа современных решений в области создания СПС и соответствующей нормативной документации.

Введение. В настоящее время в России и за рубежом активно ведутся работы по созданию сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС) нового поколения. Опыт создания подобных самолётов в прошлом, обозначил ряд проблем, с которыми сопряжено данное направление, но, пожалуй, ключевым фактором, остановившим развитие сверхзвуковых перевозок, явилась отрицательная рентабельность, связанная с высокой сложностью создания СПС и высоким расходом авиационного топлива, а также с неприемлемым уровнем создаваемого шума. В настоящее время в связи с бурным развитием науки и технологий, предпринимаются очередные попытки продвинуться в данном направлении. В докладе рассматривается вопрос проектирования кабины СПС на основе следующих перспективных компонентов: сенсорные дисплеи, синтезированное и улучшенное видение, мультимодальное управление информационно-управляющим полем (ИУП) и др.

Особенности проектирования кабины СПС. Задача разработки кабины перспективного СПС ставится следующим образом: разработать компоновку и ИУП кабины СПС, позволяющие получать пилотам своевременную и корректную информацию на всех режимах полёта и обеспечивающие высокие эргономические показатели кабины, что в свою очередь ведёт к повышению безопасности полётов.

При разработке концепции ИУП перспективного СПС, нужно рассмотреть ряд проблем:

1) Организационные. Разработка, согласование и утверждение специальных технических условий сертификации новых технических решений в обеспечение полета с ограниченным обзором закабинного пространства.

2) Эргономические. Унификация основных элементов ИУП кабины экипажа, автоматическая реконфигурация ИУП, системы управления с учетом психофизиологического состояния пилотов, этапов, режимов и условий полета, распределение рабочей нагрузки между пилотами в кабине, автоматическими системами, диспетчерским пунктом.

3) Технические. Размещение элементов ИУП в кабине экипажа СПС с существенно ограниченным обзором закабинного пространства и располагаемым объемом с учетом требований существующей нормативной базы и общих эргономических требований; повышение автоматизации и интеллектуализации бортового оборудования, обеспечение инструментального руления, взлета и посадки.

Компоновка кабины. В связи с общемировым трендом по переходу к одночленной кабине на пассажирских самолётах, авторами была разработана тандемная схема размещения пилотов (рис. 1), что позволит в будущем упростить переход к одночленной компоновке.

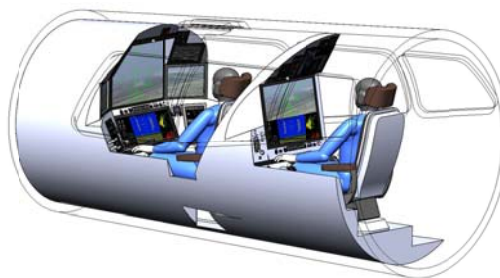


Рис. 1. Размещение пилотов в СПС

Основной акцент был сделан на проработке капитанского места (рис. 2), компоновка которого строится вокруг широкоформатного сенсорного дисплея и дисплея технического зрения большой размерности. На первый выводится пилотажно-навигационная информация в классическом представлении и информация необходимая для пилотирования и контроля состояния СПС. На второй – слои изображения от системы технического зрения с наложенной пилотажно-навигационной информацией схожей по компоновке и наполнению с индикацией на лобовом стекле [1]. По бокам широкоформатного дисплея располагаются сенсорные дисплеи малой размерности для взаимодействия с системой самолётовождения и чек-листами. По бокам дисплея технического зрения располагаются дополнительные дисплеи обеспечивающие больший охват закабинной обстановки.



Рис. 2. Компоновка рабочего места капитана СПС

Техническое зрение. Источником информации о закабинном пространстве впереди самолёта является система технического зрения, обрабатывающая и оптимизирующая информацию, получаемую из различных источников:

- от системы синтезированного видения, использующую информацию о естественных и искусственных объектах на местности из обновляемой базы данных;
- от системы улучшенного видения формирующей улучшенное изображение внешней среды по изображениям с телевизионного и тепловизионного каналов; система облегчает обнаружение полосы в сложных метеоусловиях и других объектов при посадке, а также потенциально опасных препятствий при движении самолета на полосе;
- от системы комбинированного видения, объединяющей информацию от систем синтезированного и улучшенного видения.

Дисплеи технического зрения размещены таким образом, чтобы попадающая в поле зрения пилота информация о внешних объектах отображаемых на экранах совпадала с реальным положением внешних объектов перед самолётом. Такая система закабинной обстановки сможет обеспечить безопасность и эксплуатационные возможности, превышающие возможности человеческого зрения, устраняя при этом необходимость в механически опускаемом носе, как это было реализовано на СПС первого поколения (Ту-144, Конкорд) [2].

Сенсорные дисплеи и специальные кадры индикации. Для оптимизации ИУП кабины СПС был разработан ряд кадров индикации, адаптированных к сенсорным дисплеям и позволяющий существенно повысить эргономические показатели ИУП. Были разработаны следующие кадры: чек-листы для штатных и аварийных ситуаций позволяющие парировать отказы непосредственно в зоне индикации, навигационная индикация, позволяющая видоизменять маршрут непосредственно на кадре, кадры системы самолётовождения, функции автопилота на пилотажном кадре, кадры индикации для управления бортовыми системами, заменяющие традиционный потолочный пульт и др. Большинство кадров было разработано с применением стандарта ARINC 661 [3, 4] обеспечивающего ряд конкурентных преимуществ. Использование техно-

логии сенсорных дисплеев позволяет существенно упростить взаимодействие с ИУП, за счёт более простых и понятных интерфейсов и отсутствия необходимости постоянного переноса взгляда между зонами ИУП. На рис. 3 представлены некоторые из разработанных кадров индикации для применения на СПС.



Рис. 3. Кадр системы самолётovoждения, аварийный чек-лист, кадр прогноза торможения и навигационный кадр с индикацией прогноза распространения ударной волны

Проблема звукового удара, являющаяся одним из препятствий для полётов СПС над населённой местностью, может решаться как за счёт разработки планера, создающего минимальное количество ударных волн, так и за счёт использования специального индикатора звукового удара (рис. 3), позволяющего прокладывать маршрут полёта таким образом, чтобы избежать попадание населённых пунктов под воздействие звукового удара.

В следствии высокой скорости полёта СПС встаёт также вопрос об эффективности торможения на полосе. Одним из способов обеспечения контроля и безопасности при торможении является разработка специальной математической модели, оценивающей длину тормозного пути на основе ряда параметров и кадра индикации с выводом соответствующего прогноза (рис. 3).

Мультимодальное управление. Учитывая известные проблемы взаимодействия с сенсорными дисплеями проявляющиеся в условиях повышенной вибрации (прежде всего при турбулентности), были рассмотрены вспомогательные способы управления индикацией и бортовыми системами, такие как управление взглядом, голосом и кноппелем [5, 6]. Все перечисленные способы управления были объединены в единую систему в рамках концепции мультимодального управления ИУП.

Проблемы сертификации. Новые решения по компоновке кабины экипажа, размещению органов управления и системе индикации не всегда могут удовлетворить требованиям существующих стандартов, может потребоваться разработка специальных технических условий и создание доказательной базы для их сертификации. Необходимо стремиться к принятию интегрированных решений, основанных на применении как существующих стандартов и сертифицированного оборудования, так и новых, нестандартных решений, перспективных технологий ИУП. В совокупности они должны обеспечить безопасность выполнения полета экипажем СПС в ожидаемых условиях эксплуатации.

Заключение. На основе анализа существующих решений по созданию СПС и соответствующей нормативной документации была проведена конструкторская работа в результате которой получен научно-технический задел в части разработки концепции кабины перспективного СПС.

Данный научно-технический задел был представлен в виде демонстратора, созданного с применением современных технических и программных средств в том числе технологии виртуальной и дополненной реальности. На данном демонстраторе была проведена предварительная оценка кабины перспективного СПС с участием лётных экспертов и специалистов по сертификации в результате которой были получены положительные отзывы и рекомендации по проведению дальнейших работ в данном направлении.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Златомрежев В.И.** Разработка перспективной индикации на лобовом стекле / В. И. Златомрежев, И. И. Грешников // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. – 2021. – № 1(52). – С. 16-26. – EDN TWXDZB.
2. Разработка демонстратора ИУП кабины с использованием элементов виртуальной реальности на основе функции синтезированного и улучшенного видения / **В. В. Князь, О. В. Выголов, А. В. Никаноров** [и др.] // Моделирование авиационных систем : Сборник тезисов докладов, Москва, 21–22 ноября 2018 года / Председатель Организационного и Программного комитетов конференции Сергей Юрьевич Желтов. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2018. – С. 259. – EDN VRAOBQ.
3. **Collins Aerospace**, ARINC Specification 661 Cockpit Display System Interfaces to User Systems, AEES, supplement 6. Maryland, USA: SAE ITC, 2016.
4. **Greshnikov I.I.** Optimization of the cockpit displays and controls using touch displays / I. I. Greshnikov, V. I. Zlatomregev, D. A. Davydov // 17th International Conference on Condition Monitoring and Asset Management, CM 2021 : 17, London, Virtual, 15–17 июня 2021 года. – London, Virtual, 2021. – EDN GOUEGB.
5. **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.
6. **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.

I.I. Greshnikov, V.I. Zlatomregev, A.V. Gnedov (FAU «GosNIAS», Moscow). **Features of designing the supersonic civil aircraft cockpit**

The report examines the issue of creating a supersonic passenger aircraft (SPA) cockpit, formulates the relevant tasks and identifies the problems of this direction. Further, the components of the information and control field developed by the authors are considered, and the concept of a promising SPA cockpit obtained on the basis of an analysis of modern solutions in the field of SPA creation and relevant regulatory documentation.

Г.А. ПЛАТОШИН, Н.И. СЕЛЬВЕСЮК
(ФАУ ГосНИИАС, Москва)

УНИФИЦИРОВАННЫЙ ИНТЕРФЕЙС ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА МЕЖДУ НИЗКОСКОРОСТНЫМИ АБОНЕНТАМИ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ

В статье описаны правила информационного обмена по унифицированному интерфейсу передачи данных, для низкоскоростных абонентов БИВС. Также рассматриваются вопросы унификации представленного интерфейса со стандартами IEEE 802.1 и ARINC 664.

Введение. В настоящее время, при построении архитектур комплексов бортового оборудования летательных аппаратов, на различных уровнях, используются разнородные интерфейсы. Это связано с различным типом данных, которые требуется передать от источника приёмнику. На уровне датчиков, в настоящее время, используются ARINC 429 (PTM) и MIL 1553 (МКИО). На уровне вычислителей используют Fiber channel и AFDX, для видео связи используют AVDB (ARINC 818). Некоторые из этих интерфейсов разработаны в 90-х годах и имеют низкую пропускную способность, 2-10 Мбит/сек. Преимущество заключается надёжность и “заточенность” под специализированную задачу.

Ведущие мировые авиационные компании, такие как Thales, Airbus, сейчас исследуют вопросы унификации бортовых интерфейсов и проектирования бортовой архитектуры информационно-вычислительной сети используя однородный интерфейс. Подобная идея позволит снизить стоимость и массу бортовой сети, сохранив надёжность. Также пропадет необходимость в концентраторах, которые нужны для перекодирования информации из одного интерфейса, в другой. В качестве основного варианта рассматривается развитие стандарта ARINC 664 - μ AFDX.

μ AFDX. Стандарт IEEE 802.3 (Ethernet) – это самый распространённый на сегодняшний день стандарт локальных сетей. Стандарт ARINC 664 (AFDX) [1], основанный на IEEE 802.3 – самый распространённый сетевой стандарт для гражданской авиации.

Разрабатываемый Airbus интерфейс μ AFDX является адаптированным вариантом AFDX для низкоскоростных абонентов. Структурная схема сети представлена на рисунке 1.

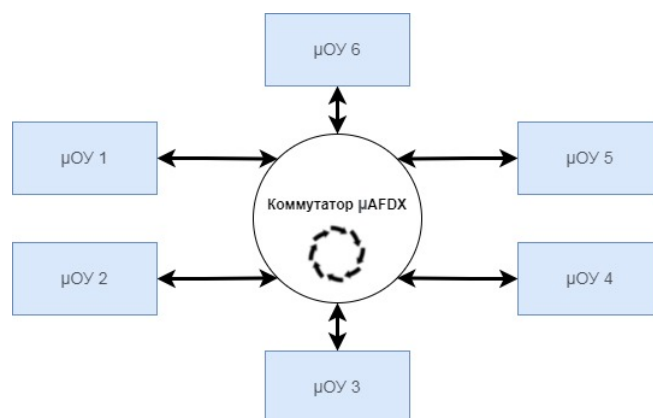


Рис. 1. Архитектура сети μ AFDX.

Сеть μ AFDX построена по топологии звезда. Она состоит из приёмопередающих устройств (оконечное устройство) и коммутатора. Основные характеристики сети:

- Нет таблицы конфигурации. Каждый абонент передает информацию всем остальным.
- Не проверяется контрольная сумма (CRC).
- Буфер на 1 кадр в каждом Rx порту.

Правила приёма и передачи информации:

- Оконечное устройство передает коммутатору по стандарту IEEE 802.1Qch (алгоритм циклической постановки в очередь и пересылки). На каждом порте создаётся два буфера. Один буфер отвечает за приём пакетов, другой за отправку пакетов на другие порты. После завершения цикла, буферы меняются местами, и передача продолжается по тому-же алгоритму.
- Коммутатор передает оконечному устройству по стандарту IEEE 802.1Qbv (алгоритм Time-Aware-Shaper). В коммутаторе вводится понятие временных ворот (Gate Control Entry), которые пропускают информацию в течении определенного времени. В остальное время информация ожидает отправки в буфере (рисунок 2).

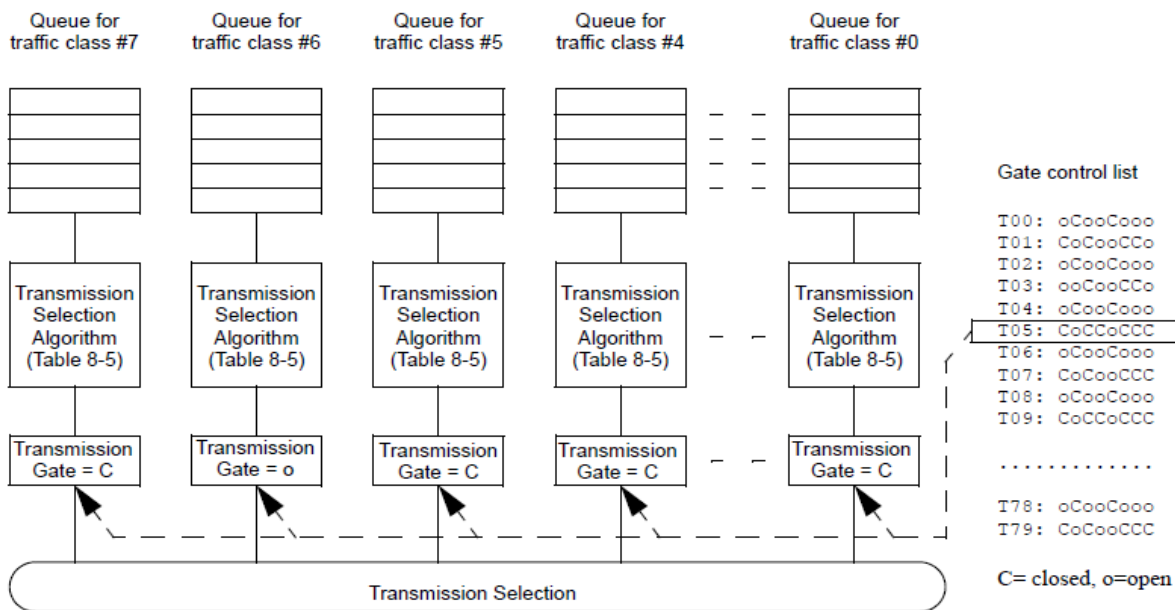


Рис. 2. Алгоритм Time-Aware-Shaper

Формирование кадра μAFDX. Структура кадра идентична формату, описанному ARINC 664. Состоит из преамбулы, разделителя кадра (SFD), адреса источника и приемника, указателей на тип пакета и его длину, полезной нагрузки и контрольной суммы.

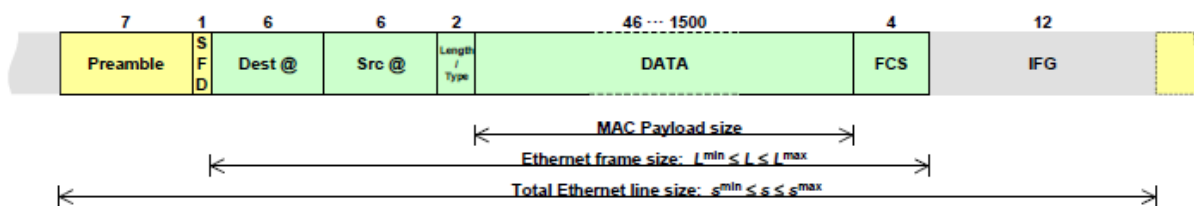


Рис. 3. Структура кадра μAFDX

Для обеспечения интеграции μAFDX в сеть TSN (IEEE 802.1) [2] необходимо добавить специальное поле 802.1Q Header. Это поле содержит информацию о сети TSN (Рис4).

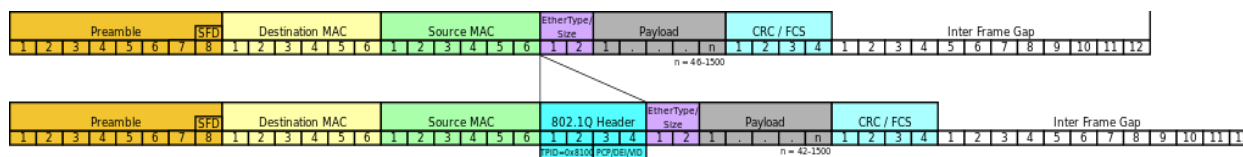


Рис. 4. Формат протокола TSN

802.1Q помещает внутрь фрейма тег, который передает информацию о принадлежности трафика к TSN (Таблица).

Таблица 1

Формат заголовка 802.1Q

16 бит	3 бита	1 бит	12 бит
TPID	TCI		
	PCP	DEI	VID

Размер тега — 4 байта. Он состоит из следующих полей:

- Tag Protocol Identifier (TPID, идентификатор протокола тегирования). Размер поля — 16 бит. Указывает, какой протокол используется для тегирования. Для 802.1Q используется значение 0x8100.
- Tag Control Information (TCI). Также 16 бит. Состоит из следующих полей:
- Priority code point (PCP). Размер поля — 3 бита. Используется стандартом IEEE 802.1p для задания приоритета передаваемого трафика (class of service).
- Drop eligible indicator (DEI). Размер поля — 1 бит. (Прежде Canonical Format Indicator) Индикатор допустимости удаления. Может использоваться отдельно или совместно с PCP для указания кадров, которые могут быть отброшены при наличии перегрузки.
- VLAN Identifier (VID, идентификатор VLAN). Размер поля — 12 бит. Указывает, какой сети VLAN принадлежит кадр. Диапазон возможных значений от 1 до 4094.

Для того чтобы гарантировать доставку сообщений и избежать переполнения входных или выходных буферов необходимо формировать трафик на этапе планирования сети. TSN использует стандартную схему с 8-ю уровнями приоритетов (Таблица 2). На протокольном уровне приоритеты отображаются в поле Priority Code Point (PCP).

Таблица 2

Виды приоритетов TSN

PCP	Priority	Acronym	Traffic Types
1	0 (lowest)	BK	Background
0	1	BE	Best Effort
2	2	EE	Excellent Effort
3	3	CA	Critical Applications
4	4	VI	Video, < 100 ms latency and jitter
5	5	VO	Voice, < 10 ms latency and jitter
6	6	IC	Internetwork Control
7	7 (highest)	NC	Network Control

Приоритеты определяют важность сообщения, но даже для сообщения с максимальным приоритетом не может быть дана гарантия абсолютно сквозного прохода. Причиной этому являются механизмы буферизации в коммутаторе. Если коммутатор начал передачу кадра в один из своих портов, он не может прервать её. Таким образом, сообщению с высшим приоритетом придется подождать окончания передачи и только после этого он будет отправлен.

Заключение. В настоящее время на борту ЛА одновременно используется несколько разных интерфейсов. Одни из них нужны для передачи непрерывных потоков видео- и аудио сигналов (радар, оптико-локационная станция, видеокамеры, внебортовые источники информации), другие используются при передаче сигналов от датчиков, третьи обеспечивают взаимодействие между цифровыми системами и т.д. Межсистемные интерфейсы отличаются от интерфейсов, связывающих электронные блоки одной системы, а межблочные интерфейсы отличаются от внутриблочных, причем в разных системах межблочные и внутриблочные интерфейсы также различны. Для контроля и технического обслуживания, для загрузки программ и данных применяются свои особые виды интерфейсов.

Наличие на борту разных интерфейсов усложняет аппаратуру ввода–вывода, требует постоянного преобразования информации из одной формы в другую. Идеальным решением был бы однородный интерфейс, объединяющий все функциональные задачи, соединяющий в единую, однородную сеть все модули и блоки бортового оборудования. Его использование позволило бы значительно уменьшить количество интерфейсных устройств и проводов, тем самым уменьшилась бы масса и стоимость оборудования.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения №075-15-2022-1024 (с 23 мая 2022 г.).

ЛИТЕРАТУРА

1. Aircraft data network avionics full-duplex switched ethernet network. ARINC 664 p7. Aeronautical radio, Inc. 2018 - 150 p.
2. IEEE Standard for Local and Metropolitan Area Networks—Bridges and Bridged Networks. IEEE 802.1Q The Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc. 2009 - 1993 p.

G.A. Platoshin, N.I. Selvesyuk (FAU GosNIIAS, Moscow). **Unified interface for information exchange between low-speed subscribers of the on-board information and computing network**

The paper describes the rules of information exchange via a unified data interface for low-speed users of the onboard information computing network. Compliance of the interface with the IEEE 802.1 and ARINC 664 standards is discussed.

В.А. БОЧАРОВ, Ю.А. СОЛОДЕЛОВ, С.В. ОЧЕРЕДЬКО
(ФАУ ГосНИИАС, Москва)

ФУНКЦИОНАЛЬНО-РОЛЕВОЙ МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ

Рассматривается проблематика проектирования, конструирования, верификации и валидации сложных аэрокосмических систем с помощью инженерных семантических сетей. Для решения предлагается использование вновь разработанного функционально-ролевой спецификации и языка инженерной семантики.

Введение: Рассматриваем проблему разработки сложных современных технических систем с точки зрения требований, ограничений, противоречий и компромиссов в технических, организационных, экономических, правовых и иных областях знаний. Принимаем во внимание, что решения, применяемые к одной проблеме в одной предметной области порождают новые или изменяют существующие требования в смежных областях.

Примером может служить разработка комплекса бортового оборудования, где на основании требований верхнего уровня на весь комплекс разрабатываются требования на отдельные подсистемы и модули, которые, в свою очередь, преобразуются в требования к ПО и аппаратуре. На основании системных требований формируются технические решения - проектные материалы, исходный код, состав оборудования, коммуникации и т.д. Данный процесс, ввиду своей многомерности и переменности, неизбежно порождает ошибки и противоречия как внутри отдельных систем, так и при интеграции систем друг с другом.

Влияние различных блоков друг на друга может приводить к проблемам в самых разных областях как физического, так и программного свойства, например, проблемы с перегревом, электромагнитной индукцией, нагрузкой на электрическую силовую сеть, ростом массово-инерционных характеристик и другие. Имеют место и логические ошибки, приводящие не только к неисполнению целевой функции, но и к порождению непредвиденного и непредсказуемого результата. Всё перечисленное порождает комбинаторную сложность, что приводит к неполному покрытию рисков разработки и фактической невозможности доскональной проверки систем воздушного судна на соответствие функциональным требованиям, надёжности и безопасности.

Ввиду исторически сложившегося разделения труда, проблематика одной предметной области изначально изолирована от других, и их для согласования требуются силы, время и воля. Например, компромисс между массой и функциональностью решается одними специалистами, а компромисс между технологичностью и стоимостью – другими. Чтобы найти общий компромисс между всеми перечисленными и остальными не упомянутыми проблемными областями, существующих способов моделирования уже не достаточно. Данные административные, организационные и управленческие, потребительских требований, системных требований, технических решений, проверок и испытаний, нормативно-справочные данные и стандарты не имеют взаимных проекций. Это не позволяет разработчику адекватно оценивать *целостность*, *целесообразность* (соответствие целям) и *рациональность* проектируемых систем.

Цель данного исследования - получить новые научные выводы, необходимые для решения проблемы разобщённости, взаимной изолированности и низкой управляемости различных предметных областей и дисциплин в деле разработки сложных технических систем.

Предметом исследования является семантика отношений внутренних и внешних свойств системы, которая основывается на гипотезе о структурном тождестве, подобии и эквивалентности систем: Если две системы имеют тождественное, подобное или эквивалентное строение (структуры), то взаимодействие с одной и той же внешней средой явит их тождественное, подобное или эквивалентное поведение.

Продолжая эту мысль, можем сформулировать ещё одну гипотезу о том, что идентичные пути зарождения, развития и становления двух различных систем при одних и тех же предъявляемых требованиях ведут к эквивалентным результатам разработки. Если применены одни и те же знания предметной области, то системы будут подобны, а если одни и те же законы развития систем, то они будут тождественны.

Целевую систему в контексте принятых законов эволюции систем назовём *теоретической системой*, а её представление с целью исследования – *дискурсом*.

Функциональность системы – это состав методов, которыми она обладает. Один метод предполагает формулу или алгоритм, реализующий одно конкретное преобразование исходных данных в результирующие.

Поведение системы – это её способность применять заложенную в ней функциональность по заданным правилам.

В частности, семантика отношений взаимодействия систем - интерактивные, ролевые свойства систем, состояний и условий переходов между состояниями - поведение систем, данных, управления и механизмов - функциональные свойства систем. В рамках этих отношений исследуется изменчивость свойств систем при переходах между фазами их жизненного цикла и при появлении производных целей их применения. Источником этой проблемы является дефицит семантики в языках описания систем. За основу работы положены две гипотезы:

1) Отношения внутренних и внешних свойств систем закономерны, независимо от физического типа системы (механическая, электрическая, информационная). Следовательно, эти закономерности можно выявить, объяснить и применить при решении инженерных задач.

2) Существует конечное множество типов отношений, посредством которых может быть описан и проверен определённый класс систем.

Идея: Принять "Систему", как идентичную сущность, которая взаимодействует с другими идентичными сущностями регулярным, предсказуемым образом, и описать её следующими элементарными конструктивами:

Роль – различия и изменения, которые порождает одна система во взаимодействии с другой системой. В роли может быть заключено *предназначение* системы, если она задана разработчиком, или *характеристика* системы, если она исследована.

Фаза – элемент конечного набора необратимых состояний системы, ограничивающий её способность взаимодействовать с другими системами. Фазовая цикличность – свойство системы возвращаться к первой фазе после прохождения последней. Иначе говоря, это строгий список и порядок различающихся состояний.

Функция – способность системы выполнять предусмотренные действия при взаимодействии с другими системами, которая заключена в механизме, который реализует управляемый метод преобразования исходных данных в результирующие.

Режим – идентичный способ исполнения функции системы, обусловленный наличием иерархии целей. Например, штатный режим поддерживает основную цель, отладочный режим – вспомогательную (настройка, регулировка, проверка), а аварийный режим дополняет основную цель поддержкой работоспособности системы. Так же могут применяться режимы готовности, ожидания, исполнение функции с большей надёжностью и меньшей точностью и наоборот, испытательный, демонстрационный и другие.

Конфигурация – свойство системы находиться в обратимых, взаимно исключающих, не пересекающихся во времени состояниях.

Применив данные конструктивы в описании разрабатываемой системы, разработчик получает доступ к её как постоянным, так и к переменным свойствам. Анализируя эти свойства, можно принимать осмысленные решения, сохранять причинность их выбора и основания для их принятия. Таким образом, среда разработки наполнится "идейностью" и "причинностью".

Для реализации этой возможности предлагается инструмент - *Функционально-ролевая спецификация* (далее - ФРС) – способ, язык и правила интерпретации описания систем, интегрирующий их внутренние и внешние свойства через аппарат логики 1-го порядка. Благодаря ФРС проект разработки системы обретает форму *дискурса* – пространства рассуждений, обеспечивающего возможность проводить анализ и синтез циклически и фрактально.

Представление о системе, порождающей новые системы: История разработки целевой системы предполагает историю её возникновения, развития и становления. При этом целевая система обретает материальный облик только в самом конце – когда готовый проект материализуется на производстве. А на предыдущих этапах разработчик работает с виртуальным ана-

логом будущей системы – с *цифровым прототипом* или *моделью*. Как связана модель системы с потребностями в начале, и с реализацией в конце пути развития, показано на рисунке 1:

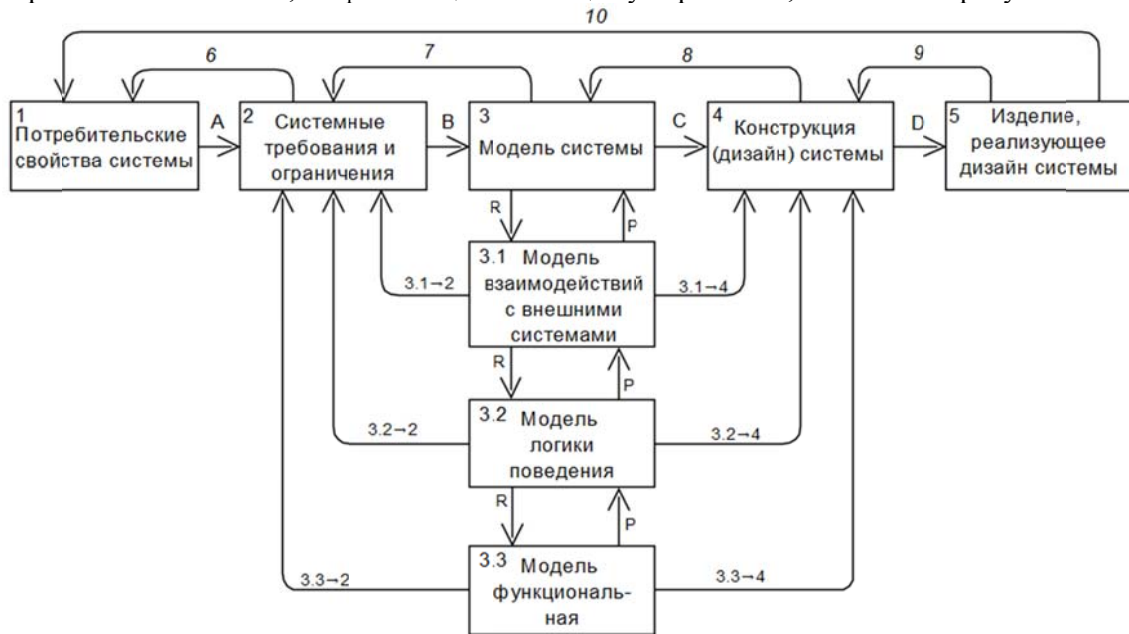


Рис. 1 Схема отношений модели системы с основными стадиями её разработки. Чтобы результат применения этой модели отвечал требованиям разработчика, система поддержки разработки должна быть способна обеспечить:

- 3.1→2 - согласование ролей с системными требованиями
- 3.2→2 - согласование поведения с системными требованиями
- 3.3→2 - согласование функций с системными требованиями
- 3.1→4 - реализация взаимодействий систем
- 3.2→4 - реализация логики поведения
- 3.3→4 - реализация функциональных способностей

Обозначения на рисунке 1:

6: Доказательство того, что внешние свойства системы соответствуют интересам потребителя, а издержки приемлемы. «Валидация системы».

7: Доказательство того, что все значимые свойства системы отражены в модели, а сама модель в достаточной степени достоверна (адекватна): «Верификация модели»;

8: Доказательство того, что найденные технические решения удовлетворяют системным требованиям и соответствуют установленным ограничениям: «Подтверждение правильности конструкторских решений»;

9: Доказательство того, что изготовленная система соответствует принятым конструктивным решениям: «Подтверждение соответствия производства проекту»;

10: Подтверждение характеристик испытаниями «Подтверждение достижения целей создания системы».

R: связь «требует» (required)

P: связь «обеспечивает» (proposed)

Формализация взаимодействия систем. Взаимодействия систем (граф 3.1 на рис. 1) по своей направленности можно разделить на *активные*, *пассивные* и *симметричные*, и выразить их *логизмами* – однозначно интерпретируемыми выражениями на нормализованном естественном языке, известными в логике первого порядка как «*пропозиционные выражения*» [1,2,3]:

Активное взаимодействие - когда система [A] воздействует на систему [B] своим [a], в результате чего система [B] отвечает ему своим [b], образуется некоторый результат [C], где:

[a] – активная роль системы [A] во взаимодействии с системой [B];

[b] – реактивная роль системы [B] во взаимодействии с системой [A];

[C] – результат (последствие) взаимодействия

imply(C, impact-on(b∈B, a∈A))

Пассивное взаимодействие - когда система [A] испытывает на себе воздействие [b] со стороны системы [B], в результате чего система [A] отвечает ему своим [a], образуется некоторый результат [C], где:

[a] – реактивная роль системы [A] во взаимодействии с системой [B];

[b] – активная роль системы [B] во взаимодействии с системой [A];

[C] – результат (последствие) взаимодействия

$imply(C, impacted-by(a \in A, b \in B,))$

Взаимно равнозначное, или симметричное взаимодействие - когда системы [A] и [B] взаимно воздействуют друг на друга своими [a] и [b] соответственно, образуется [C], где:

[a] – роль системы [A] во взаимодействии с системой [B];

[b] – роль системы [B] во взаимодействии с системой [A];

Граничное условие: [a] асимметрично [b]

$imply(C, co-impact(a \in A, b \in B,))$ - *Симметричное взаимодействие*

Или, в более общем виде:

$\{ imply(C, R(a \in A, b \in B)) \}$

$R = \{ impact-on \mid impacted-by \mid co-impact \}$

где *imply*, *impact-on*, *impacted-by*, *co-impact* – предикаты логики первого порядка, со значениями «ведёт к», «воздействует на», «воспринимает воздействие от» и «взаимно воздействуют» соответственно.

Принцип описания логики поведения системы. Поведение системы определяется её способностью реагировать на внешние воздействия, подчиняясь заданным правилам. Реакция заключается в переходе из одного состояния в другое при определённых условиях. Источником поведения является свойство системы $S: \{ G, E, R \}$, вытекающее из интересов её потребителя [4].

Для описания логики поведения системы в общем виде используем формулу:

$SM: \{ cst, st, cnd_in, cnd_out \}$, где:

SM – идентификатор модели типа "конечный автомат" (state machine)

const – перечень констант (система имеет конечное число констант)

st – перечень состояний системы (система имеет конечное число состояний)

cnd_in – идентификатор условия начала изменения состояния системы

cnd_out – идентификатор условия завершения изменения состояния системы

Единичный переход может быть представлен, как показано на схеме единицы поведения системы: [изменение условия \rightarrow событие перехода]:

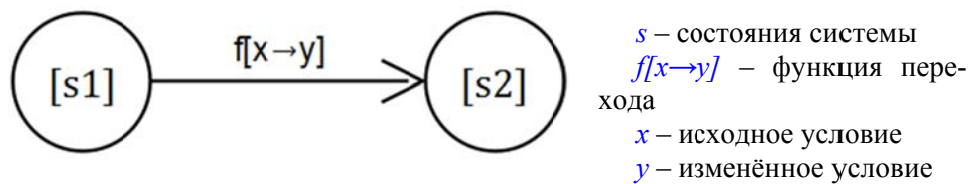


Рис. 2. Схема единицы логики поведения системы

Таким образом, поведенческое свойство системы может быть выражено, как конечное число констант, состояний и условий смены состояний. Пусть существует гипотетическая система со свойством $R(D, E, S) = true$ с определениями, данными выше.

Принцип описания функций системы. Источником определения функций системы являются переходы в поведении системы, определённые выше.

Выразим класс функциональных отношений между системами, как:

$F = \{ n, v, n' \}$, где:

n – изменяемое, выраженное набором признаков $\{ a(1), a(2), \dots, a(i) \}$

n' – изменённое, выраженное набором признаков $\{ b(1), b(2), \dots, b(j) \}$

v – изменение, выраженное набором операторов $\{ q(1), q(2), \dots, q(k) \}$

F подразумевает, что существует такое преобразование, которое может породить различие между n и n' , и оно заключено в методе, содержащемся в v , а разница между n и n' может быть определена через операторы следующих типов:

$keep \{ a \rightarrow a \}$ Указанный признак остаётся («сохранение неизменным»)
 $cancel \{ a \rightarrow \emptyset \}$ Указанный признак исчезает («удаление», «отмена», «аннулирование»)
 $transform \{ a \rightarrow b \}$ Указанный признак становится иным («трансформация»)
 $add \{ a \rightarrow (a, b) \}$ К указанному признаку добавлен ещё один или несколько признаков («дополнение»)
 $build-up \{ a \rightarrow (a \ L \ b) \}$ Новый признак внедрён в систему через оператор логической связи конъюнкции, дизъюнкции, инверсии или импликации с имеющимся признаком («внедрение»)

$compose \{ (a, b) \rightarrow (a \ R \ b) \}$ На имеющиеся признаки наложены связи предопределённой типологии R , в результате чего индуцированы новые признаки («композиция»)

Например, если $n = \{ a, b, c, d \}$ и $v = \{ keep(a), cancel(b), transform(d, c), add(f) \}$, то $n' = \{ a, d, f \}$.

Примечание: все первые четыре операции могут быть представлены одним типом отношения - $compose$, если R содержит определения бинарных, теоретико-множественных, логических (логики первого порядка) и алгебраических типов.

Если мы примем n в качестве исходных *данных* « in », n' – в качестве выходных данных « out », v – в качестве механизма, способного выполнять действия над данными « m », и добавим управление (причинность, основание, потребность, мотивацию) « c », то можем записать выражение функции общего вида:

$F \{ in, out, c, m \}$

Если действие между состояниями системы состоит из двух и более взаимосвязанных функций, то их можно описать, как:

$F0 := c \{ a \rightarrow g \}$ // Целевая система $F0$ обеспечивает переход $\{ a \rightarrow g \}$ при условии « c »

$F1 \{ in:\{a\}, out\{b\}, c\{d\}, m\{e\} \}$, // Подсистема, способная производить промежуточный результат « b »

$F2 \{ in:\{f\}, out\{g\}, c\{*\}, m\{h\} \}$, // Подсистема, способная использовать промежуточный результат « b » для получения итога « g »

Для связывания этих подсистем по данным используем экспорт из $F1$ и импорт в $F2$:

$connect(d \rightarrow f)$

$F0 := \{ F1 \rightarrow F2 \} \rightarrow proof(d \rightarrow f)$ // Выражение, истинность (значение *true*) которого подтверждает способность системы $F0$ выполнять переход $(d \rightarrow f)$, а фальшивость (значение *false*) – опровергает эту способность.

Принцип описания механизмов. Механизм – физическая часть системы, в которой реализуется установленный *метод* « v » в формуле $F = \{ n, v, n' \}$, указанной выше [5]. Назовём его «*средством*» и заметим, что на исполнение метода расходуются некоторые *ресурсы* – *материальные, энергетические, информационные* и возможно иные.

Также нам известна физическая природа преобразований « v », исходя из которой, искомому результату, кроме затрат ресурсов, соответствуют сопутствующие последствия работы механизмов, такие, как *потели, риски, ущербы, побочные эффекты*. Поэтому, кроме функциональных возможностей, системы обладают свойствами *эффективности, надёжности и безопасности*, которые существенно влияют на их потребительские свойства, и потому подлежат пристальному контролю в процессах разработки.

На физическом уровне каждый агрегат, несущий в себе определённую функцию, принимает исходные данные (факты), данные управления и ресурсы на выполнение в материальном виде, и отправляет выходные данные (факты) другим своим агрегатам или внешним системам. При этом происходит проецирование функциональных связей на физические.

Интеграцию функции и физики в общем виде можно представить, как на рис. 3:

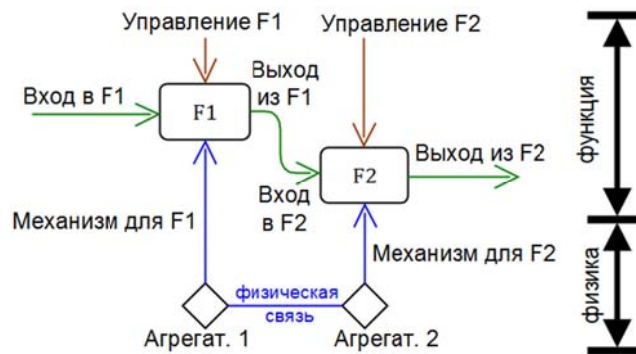


Рис. 3. Интеграция функциональных и физических связей

Принцип интеграции целеполагания, взаимодействий, логики поведения, функций и материальной части. Соединив перечисленные формализмы в единую последовательность $\{ [Цель] \rightarrow [Взаимодействия] \rightarrow [Логика поведения] \rightarrow [Функции] \rightarrow [Средства и методы] \}$,

Получаем систему логических уравнений, через решение которых можно получать ответы на три основных класса вопросов разработки: "Соответствуют ли внутренние свойства системы (X) внешним (Y)", "Как изменится внешнее свойство (Y), если изменить внутреннее свойство (X)" и "Каким должно быть внутреннее свойство (X), чтобы получить заданное внешнее свойство (Y)".

Таким образом, курс развития целевой системы, показанный на рис. 1, обеспечивается непрерывностью отношений "необходимость – возможность" слева направо, и "способность – причинность" справа налево.

Заключение. Решена проблема дефицита смысловых связей между данными различных предметных областей, этапов развития и других аспектов разработки. Обеспечен единый способ описания предмета исследования на уровне концепции, логики и физики, основанный на универсальных свойствах любых семантических связей, как показано в таблице 1.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ермоленко Т.В. Синтаксическая модель предложения русского языка на основе предикатных структур / Т.В. Ермоленко, А.С. Гайдамака // Искусственный интеллект. – 2012. – № 3. – С. 126–136.
2. А. Т. Кривоносов. Система классов слов как отражение структуры языкового сознания. Москва – Нью-Йорк, 2001
3. Государственный Институт Русского Языка им. А. С. Пушкина «Комплексный учебный словарь – лексическая основа Русского языка». Москва 2004. Стр. 180 «Абстрактные отношения и формы существования материи»
4. Logical Foundations of Cyber-Physical Systems, Andr'e Platzer, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA
5. Graph-based Knowledge Representation Computational Foundations of Conceptual Graphs, Michel Chein, Marie-Laure Mugnier
6. On Ontology, ontologies, Conceptualizations, Modeling Languages, and (Meta)Models, Giancarlo Guizzardi

V.A. Bocharov, Yu.A. Solodelov, S.V. Queeredko (FAU GosNIIAS, Moscow). **Functional-role system design method**

The problems of designing, constructing, verifying and validating complex aerospace systems with the help of engineering semantic networks are considered. To solve it, it is proposed to use the newly developed functional-role specification and the language of engineering semantics.

Е.В. ВАРЮХИНА, В.В. КЛОЧКОВ
(ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», г. Жуковский)

ЗАДАЧИ И МЕТОДЫ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛИЗА ИНФОРМАЦИИ В ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ

Проведена систематизация задач обработки информации в организационно-технических системах управления безопасностью полетов. Особо выделены задачи анализа информации, которые, возможно, требуют интеллектуальных подходов, в т.ч. задачи выявления скрытых закономерностей в больших массивах данных.

Введение. На нынешнем этапе технологического развития авиации основным направлением повышения безопасности полетов является уже не повышение безотказности авиационной техники (АТ), а снижение негативного влияния «человеческого фактора» и развитие организационно-технических систем управления безопасностью полетов (СУБП). Эти системы включают в себя как технические средства – устройства сбора, хранения, передачи, обработки информации, так и организационную часть, включая лиц, принимающих решения, правила и процедуры. СУБП создаются на уровне отдельных организаций и на уровне государства в целом – государственная система управления безопасностью полетов или программа безопасности полетов (ГосПБП). В свою очередь, СУБП имеют разную структуру для различных участников жизненного цикла АТ, различных поставщиков услуг (в терминологии Руководства по управлению безопасностью полетов [1]) – для эксплуатирующих организаций, для разработчиков и производителей АТ, для иных поставщиков услуг, включая аэропорты и службы управления воздушным движением, а также для авиационных властей.

СУБП призваны реализовать прогрессивные принципы управления безопасностью полетов, включая проактивное управление, основанное на моделировании и предсказании еще не реализовавшихся угроз. В то же время в них предусмотрены и обратные связи, позволяющие реализовать реактивное управление, т.е. реагирование на проявляющиеся угрозы, устранение системных недостатков в проектировании и управлении элементами авиатранспортных систем (АТС), в частности, недостатков

в конструкции изделий АТ и объектов инфраструктуры, в технологиях их разработки, производства, эксплуатации;

в подготовке авиационного персонала и организации его труда и отдыха;

в нормативной (нормативно-технической, нормативно-методической, нормативно-правовой) базе обеспечения безопасности полетов.

При этом реализация различных информационных связей в разных СУБП (для разных поставщиков услуг и уровней управления) подразумевает сбор, хранение и передачу, а также анализ информации различной природы и содержания, с разной частотой изменения. В данной работе предпринята попытка систематизации задач анализа информации, возникающих в организационно-технических СУБП, и классификации методов анализа, соответствующих и наиболее подходящих для решения этих задач.

Задачи анализа информации в СУБП. В общем случае подлежит анализу информация о состоянии и предыстории элементов АТС, включая как изделия АТ и объекты инфраструктуры, так и операторов. За счет своевременного принятия управленческих решений на основе анализа этой информации возможно повышение безопасности полетов (при сохранении приемлемой стоимости владения изделиями, парками АТ и АТС в целом). В зависимости от уровня СУБП и ее принадлежности тем или иным поставщикам услуг, такая информация может охватывать

парк АТ конкретной эксплуатирующей организации;

парк АТ конкретного типа или всех типов, разработанных и выпущенных данным разработчиком и производителем АТ;

объекты инфраструктуры и операторов конкретной организации-поставщика услуг (а также региона, страны и т.п.);

всю АТС страны – для СУБП общегосударственного уровня.

На основании такой информации можно ставить и решать следующие задачи анализа информации в интересах управления безопасностью полетов.

Индивидуальный мониторинг и прогнозирование состояния отдельных элементов системы. На основании текущей информации о состоянии конкретных элементов АТС – изделий АТ, объектов инфраструктуры, операторов – можно в режиме реального времени оценивать их соответствие установленным требованиям, решая задачу допускового контроля, а также прогнозировать тенденции их выхода за рамки установленных ограничений, решая задачу трендового анализа и прогноза. По результатам такого анализа принимаются – также в реальном времени – управленческие решения о продолжении или прекращении использования данного элемента (возможно, об изменении режима его использования), см. рис. 1. Например, возможно принятие решения об изменении плана полета (вплоть до аварийного покидания воздушного судна), режимов работы АТ, о ремонте или замене конкретного изделия АТ, об направлении конкретного оператора на отдых или на обучение, и т.п.



Рис. 1. Процесс индивидуального мониторинга и прогнозирования состояния отдельных элементов системы

Следует, по возможности, рассматривать в комплексе все взаимодействующие элементы авиатранспортной системы, поскольку «допустимость» тех или иных значений параметров состояния отдельных элементов, строго говоря, определяется и их соотношением со значениями параметров состояния других элементов. Например, безопасность совершения посадки данного воздушного судна на данном аэродроме в данный момент определяется составом работающего на аэродроме и на борту оборудования, метеоминимумом экипажа и т.п. Достаточность длины взлетно-посадочной полосы для совершения безопасной посадки определяется как ее длиной, так и текущим коэффициентом сцепления, а также текущей посадочной массой и скоростью воздушного судна.

Такие задачи анализа информации могут решаться, в зависимости от ее характера, как четкими алгоритмическими методами, так и иными, которые относятся к задачам интеллектуального анализа данных. Например, это задачи распознавания образов предотказных состояний изделий АТ и их элементов, образов иных опасных состояний АТС. При этом они должны решаться в режиме реального времени, в т.ч. на борту воздушных судов (или даже внутри конкретного агрегата, представляющего собой «умную» конструкцию), в автономном режиме. Это, в свою очередь, предъявляет требования к вычислительной трудоемкости решения таких задач, к быстрдействию вычислителей.

В то же время можно заметить, что сама по себе постановка описанных задач индивидуального контроля и мониторинга состояния элементов АТС подразумевает наличие установленных ограничений на значения параметров состояния. Они устанавливаются в процессе проектирования элементов АТС, начиная с изделий АТ. Но и на протяжении всего периода их эксплуатации (использования) эти ограничения, как и проектные параметры элементов АТС, могут и должны изменяться на основе анализа предшествующего опыта. Кроме того, на основе преды-

дущего опыта может проводиться обучение соответствующих вычислителей-распознавателей опасных ситуаций.

Групповой мониторинг состояния элементов системы, ретроспективный анализ и выявление закономерностей его изменения. Возможность наблюдения в течение длительного времени за некоторой совокупностью объектов – например, парком АТ (отдельной эксплуатирующей организации, или определенных типов, производителей), аэродромной сетью региона или страны, и т.п., позволяет анализировать статистику использования совокупности однородных элементов (например, изделий АТ данного типа или класса, аэродромов определенного региона или климатической зоны, операторов определенных профессий, окончивших определенные учебные заведения по определенным программам, и т.п.). Это, в свою очередь, позволяет выявлять недостатки в проектировании элементов АТС (например, конструктивно-производственные недостатки изделий АТ, или системные недостатки программ подготовки операторов), принимая решения об их корректировке, см. рис. 2.



Рис. 2. Схема группового мониторинга состояния элементов системы

При этом можно рассматривать разные сочетания признаков и характеристик, проводить разнообразную группировку объектов, решая задачи многомерного статистического анализа, и выявлять скрытые закономерности. Например, могут быть выявлены недостатки в подготовке экипажей в определенном учебном заведении (и по определенной программе, или даже конкретным инструктором) для определенного типа воздушных судов, и т.п.

Разумеется, такие задачи группового анализа данных решаются тем точнее и достовернее, чем больший объем информации – и по широте (охвату объектов), и по глубине, т.е. длительности наблюдений, доступен для анализа. Критически важно объединение соответствующих баз данных и информационных систем, по меньшей мере, на общенациональном уровне (а по возможности, и на международном, и такие попытки на уровне ИКАО предпринимаются). В то же время различные организации могут стремиться скрыть от других соответствующую информацию. На уровне отдельных операторов проблема такого оппортунистического поведения решалась путем декриминализации расследования особых ситуаций, что и запустило механизм добровольных сообщений [2].

Значительный объем соответствующей информации приводит к тому, что задачи ее анализа относятся уже к задачам анализа «больших» данных, также входящих в сферу применимости интеллектуальных методов. При этом соответствующие задачи могут решаться и в отложенном режиме на земле, что позволяет проводить более трудоемкие и длительные вычисления.

Заключение. Можно выделить «быстрые» задачи распознавания образов опасных ситуаций, решаемые для индивидуальных объектов в реальном времени (позволяющие оперативно принимать меры к их предотвращению), и «медленные» задачи статистического анализа (в т.ч. многомерного) процессов использования больших совокупностей объектов, позволяющие выявлять системные недостатки, в т.ч. на основе обнаружения скрытых закономерностей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). Международная организация гражданской авиации. Издание третье, 2013. 300 с.
2. Варюхина Е.В., Клочков В.В. Влияние ответственности персонала за возникновение предпосылок к летным происшествиям на безопасность полетов // Управление большими системами. 2013. Вып. 42. С. 173-194.

E.V. Varyukhina, V.V. Klochkov (NRC “Zhukovsky Institute”, Zhukovsky). **Problems and methods of intellectual information analysis in organizational-technical flight safety management systems**

The systematization of information processing problems in organizational-technical flight safety management systems has been carried out. An analysis was conducted of the possibilities to improve flight safety (while maintaining an acceptable cost of ownership of products, fleets of aircraft and air transport system as a whole) through timely analysis of various information flows and management decision-making. Problems of information analysis, which probably require intellectual approaches, including the task of revealing hidden patterns in large data arrays, are highlighted.

Е.Ю. ЗЫБИН, В.В. ГЛАСОВ, В.В. КОСЬЯНЧУК
(ФАУ «ГосНИИАС», Москва)

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ГИБРИДНОГО РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ РЕКОНФИГУРАЦИИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ОТКАЗОВ

Рассматриваются способы и методы интеграции в одном гибридном регуляторе параметрических и непараметрических методов реконфигурации бортовых систем сверхзвукового пассажирского самолета. При построении гибридного регулятора используются схемы с переключением и непрерывным включением параметрических и непараметрических регуляторов. Выбор способа основывается на наличии параметрической информации об объекте управления, действующих возмущениях и требуемом качестве управления.

Введение. Параметрические (или основанные на моделях) и непараметрические (или основанные на данных) методы реконфигурации обладают своими преимуществами и недостатками [1–4]. Применение конкретных методов на практике обусловлено точностью математических моделей объектов управления, степенью неопределенности внешних воздействий и требуемым уровнем точности получаемого решения поставленных задач.

В качестве объекта управления рассматривается сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС). К СПС предъявляются жесткие требования по безопасности полетов. В то же время, сложность его бортового оборудования и систем (БОС), высокая степень их интеграции и специфика применения СПС на сверхзвуковых скоростях существенно усложняют реализацию предъявленных требований из-за наличия неопределенностей параметров БОС и влияния на них возмущающих воздействий неопределенной структуры.

При наличии точных моделей систем, параметрические методы показывают высокие качественные показатели и эффективно применяются в задачах системного проектирования и анализа. Поэтому их целесообразно использовать при условии наличия достоверной параметрической информации о модели СПС или модели его БОС [5].

Когда модели БОС СПС содержат неопределенности, для решения поставленных задач более эффективными являются непараметрические методы реконфигурации. Их целесообразно использовать также при полном отсутствии параметрической информации об объекте управления или воздействии на него существенных возмущений [5].

Для использования всех сильных сторон как параметрических, так и непараметрических методов реконфигурации представляется целесообразным создавать гибридные регуляторы путем интеграции различных методов с помощью единого алгоритмического обеспечения [6, 7].

Методика построения гибридного регулятора. На первом шаге осуществляется использование параметрических методов реконфигурации и оценивается качество их функционирования. Функционирование параметрического регулятора реализуется в объекте управления по умолчанию. Выбор таких условий обусловлен тем, что структура и параметры штатного объекта управления изначально известны, а параметрический регулятор не требует больших вычислительных затрат для своего функционирования.

Объект управления с параметрическим регулятором представлен на рис. 1.

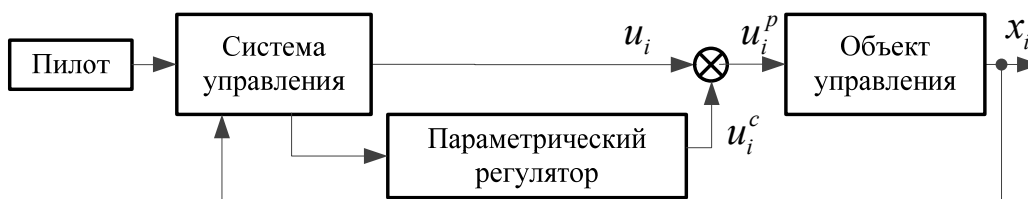


Рис. 1. Объект управления с параметрическим регулятором

Сигнал параметрического регулятора является добавочным управлением u_i^c , которое компенсирует отклонение работы объекта управления от штатного состояния. В условиях работоспособности объекта управления сигнал параметрического регулятора равен нулю. Выходной управляющий сигнал с использованием параметрического регулятора имеет вид:

$$u_i^p = u_i + u_i^c.$$

Желаемое состояние объекта управления x_i^p при включении в контур параметрического регулятора при отсутствии отказа будет совпадать с его реальным состоянием x_i .

Выражение вида

$$\|x_i - x_i^p\|_2 = \varepsilon$$

характеризует отклонение вектора состояния объекта управления с параметрическим регулятором от штатного состояния. Необходимый уровень точности $\varepsilon_{\text{зад}}$ задается как критерий достоверности решения задачи реконфигурации параметрическим методом. Так, при $\varepsilon \leq \varepsilon_{\text{зад}}$ точность решения задачи удовлетворяет заданной и используется параметрический регулятор. При $\varepsilon > \varepsilon_{\text{зад}}$ можно сделать вывод, что полученное решение не отвечает требуемому уровню точности и такое решение неприменимо в сложившихся условиях. На существенное отклонение параметров x_i^p от штатных, могут оказать влияние их неизмеряемые отклонения или воздействие возмущений.

В условиях наличия неопределенностей хорошо зарекомендовали себя непараметрические методы реконфигурации, для функционирования которых необходима только информация о входных и выходных сигналах объекта управления [8].

Следующим шагом построения гибридного регулятора является введение в контур управления непараметрического регулятора и хранилища информации, необходимого для накопления данных измерений входных и выходных сигналов системы.

Непараметрический регулятор формирует вектор управления \hat{u}_i на основе измеренных и накопленных данных на некотором промежутке наблюдений и желаемого вектора состояния системы \hat{x}_{i+1} . Недостатком данного регулятора является то, что пересчет вектора управления происходит на каждом шаге дискретизации, что приводит к повышению вычислительной нагрузке.

Заключительным шагом построения гибридного регулятора является выбор алгоритма переключения между параметрическим и непараметрическим регуляторами. При построении гибридных регуляторов используются схемы с переключением и непрерывным включением параметрических и непараметрических регуляторов [9-16].

Гибридный регулятор с переключением. Данный вид компенсации отказов используется при отсутствии информации об одном или нескольких параметрах объекта управления. Параметрический регулятор в данном случае становится неприменим и дальнейшая работа системы возможна только на основе входных и выходных параметров системы до момента диагностирования появившихся в системе изменений. Схема гибридного регулятора с переключением представлена на рис. 2.

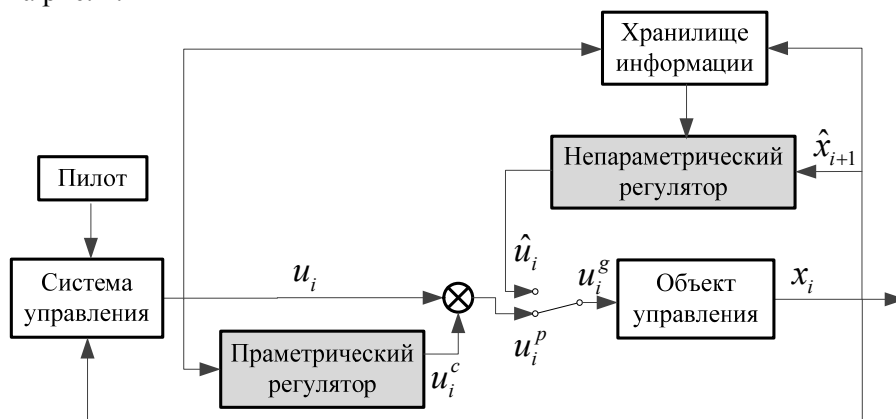


Рис. 2. Схема гибридного регулятора с переключением

В результате, выходной сигнал гибридного регулятора с переключением u_i^g , определяется логическим выражением типа «ИЛИ» вида

$$u_i^g = u_i^p \vee \hat{u}_i.$$

Гибридный регулятор с непрерывным включением. Данный вид компенсации отказов используется при воздействии на объект управления различных возмущений или наличии неточностей в вычислениях, приводящих к превышению уровня точности решения задачи. При $\varepsilon > \varepsilon_{\text{зад}}$ происходит подключение к управлению непараметрического регулятора в виде добавочного управляющего воздействия, позволяющего компенсировать образовавшуюся неопределенность, вызванную воздействием помех и ошибок вычислений. Схема гибридного регулятора с непрерывным включением представлена на рис. 3.

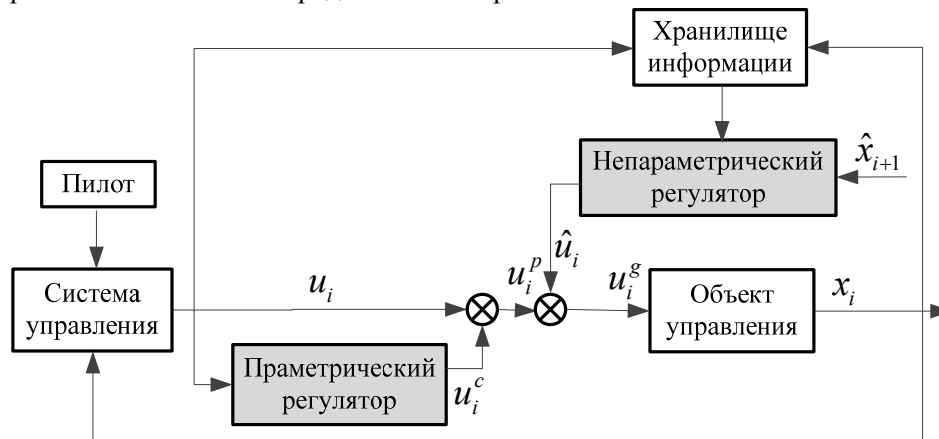


Рис. 3. Схема гибридного регулятора с непрерывным включением

Выходным сигналом данного регулятора будет управление u_i^g , определяющееся выражением вида

$$u_i^g = u_i^p + \hat{u}_i.$$

В работе рассматриваются методические основы интеграции параметрических и непараметрических методов реконфигурации в соответствии с рассмотренными схемами включения регуляторов для компенсации отказов различных бортовых систем СПС.

Заключение. Рассматриваемый гибридный регулятор лишен ограничений, присущих отдельно параметрическим и непараметрическим методам реконфигурации, но при этом обладает всеми их преимуществами. В зависимости от причин понижения точности решения задач параметрическим регулятором могут быть использованы различные схемы гибридного включения параметрических и непараметрических методов. Такой гибридный регулятор способен работать в полете в режиме реального времени даже в условиях полной параметрической неопределённости, когда неизвестны параметры моделей бортовых систем СПС. Функционирование гибридного регулятора не вызывает повышенную нагрузку на вычислительную и исполнительную подсистемы объектов управления. При этом использование гибридного подхода позволяет обеспечить высокую эффективность решения задач реконфигурации при возникновении отказов и удовлетворить большинству современных и перспективных требований по отказоустойчивости и отказобезопасности бортовых систем СПС.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-15-2022-1024.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Управление летательным аппаратом в условиях параметрической неопределенности // Труды ГосНИИАС. Вопросы авионики. 2019. 3 (43). С. 41–52.

2. **Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В.** Управление летательным аппаратом в условиях полной неопределенности // Сборник тезисов докладов III Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 21–22 ноября 2018 г., г. Москва, 2018, стр. 126–127.
3. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Карпенко С.С.** О некоторых непараметрических методах теории управления динамическими объектами // Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2018. С. 288–298.
4. **Кульчак А.М., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю.** Реконфигурация комплексной системы управления воздушного судна при отказах приводов с учетом ограничений на управление // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 6. С. 65–78.
5. Hou Z.S., Wang Z. From model-based control to data-driven control: Survey, classification and perspective // Information Sciences. 2013. Vol. 235. P. 3-35.
6. Jiang B., Zhang K., Liu C., Yang, H. Fault diagnosis and accommodation with flight control applications. Journal of Control and Decision, 2020, 7(1), pp. 24-43.
7. **Косьянчук, В. В.** Концепция универсальной интеллектуальной системы реконфигурации подсистем комплекса бортового оборудования сверхзвукового пассажирского самолета / В. В. Косьянчук, В. В. Гласов, Е. Ю. Зыбин // XIV Всероссийская мультikonференция по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы: в 4 т., Дивноморское, Геленджик, 27 сентября – 02 2021 года. Ростов-на-Дону: Южный федеральный университет, 2021. С. 18-20.
8. **Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Чекин А.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В.** Методы решения некоторых задач теории линейных динамических систем в условиях полной параметрической неопределенности // Труды Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2019), 2019. С. 724-729.
9. Amel Slimani, Pauline Ribot, Elodie Chanthery, N Rachedi. Fusion of Model-based and Data-based Fault Diagnosis Approaches. 10th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes, SAFEPROCESS 2018, Aug 2018, Varsovie, Poland. hal-01882327.
10. Atoui M.A., Cohen A. Coupling data-driven and model-based methods to improve fault diagnosis // Computers in Industry, 2021, no. 128, p. 103401.
11. Jung D., Ng K.Y. Frisk E., Krysander M. Combining model-based diagnosis and data-driven anomaly classifiers for fault isolation // Control Engineering Practice, 2018, no. 80, pp.146-156.
12. Long Y., She X., Mukhopadhyay S. HybridNet: integrating model-based and data-driven learning to predict evolution of dynamical systems // Conference on Robot Learning, 2018, pp. 551-560.
13. Skliros C., Esperon Miguez M., Fakhre A., Jennions I.K. A review of model based and data driven methods targeting hardware systems diagnostics // Diagnostyka, 2019, 20 (1), pp. :3–21.
14. Slimani A., Ribot P., Chanthery E., Rachedi N. Fusion of model-based and data-based fault diagnosis approaches // IFAC-Papers OnLine, 2018, 51 (24), pp. 1205-1211.
15. Tidriri K., Chatti N., Verron S., Tiplica T. Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges // Annual Reviews in Control, 2016, no. 42, pp.63-81.
16. Yannick Willheim, Peter Reimann, Wolfgang Gauchel, Bernhard Mitschang. Overview on hybrid approaches to fault detection and diagnosis: Combining data-driven, physics-based and knowledge-based models Peer-review under responsibility of the scientific committee of the 14th CIRP Conference on Intelligent Computation in Manufacturing Engineering, 15-17 July 2020. 10.1016/j.procir.2021.03.041

E.Yu. Zybin, V.V. Glasov, V.V. Kosyanchuk (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Methods for design of hybrid controller for reconfiguration of onboard systems of supersonic passenger aircraft in the event of failures**

The article discusses the ways and methods of integrating parametric and non-parametric methods of reconfiguration of onboard systems of a supersonic passenger aircraft in one hybrid controller. When designing a hybrid controller, circuits with switching and continuous switching of parametric and non-parametric controllers are used. The choice of method is based on the availability of parametric information about the control object, the current disturbances and the required quality of control.

Е.Ю. ЗЫБИН, В.А. КРИВОНОЖЕНКОВ, А.Р. МУЛЛИН, Н.И. СЕЛЬВЕСЮК
(ФАУ «ГосНИИАС», Москва)

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ РЕЕСТРОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВИАЦИОННОЙ КИБЕРБЕЗОПАСНОСТИ

Описаны технологии распределенных реестров, такие как блокчейн и направленный ациклический граф, применительно к решению задач обеспечения кибербезопасности критической инфраструктуры авиационного сегмента единого цифрового неба. Технологии распределенных реестров позволяют множеству взаимодействующих участников сети, участвующих в обеспечении процессов эксплуатации воздушных судов и управления воздушным движением, безопасно и с высоким уровнем доверия принимать, передавать, обрабатывать и хранить критически важную информацию.

Введение. Тенденции развития современных цифровых технологий направлены на решение расширяющегося спектра задач при эксплуатации и обслуживании авиационной техники, а так же предоставления комфортных услуг пассажирам воздушных судов (ВС) [1, 2]. В перспективе использование возможностей универсальных облачных технологий позволит перенести наиболее затратные ресурсы по обработке и анализу информации с борта ВС в более ресурсоемкую и технологичную виртуальную среду [3–5]. Наряду с приобретением неоспоримых преимуществ от внедрения единой цифровой среды специалисты авиационной отрасли сталкиваются с увеличением потенциальных угроз кибербезопасности ВС [6–11]. Мировое авиационное сообщество считает актуальным вопрос поиска эффективных средств и методов защиты от таких угроз уже сейчас.

В данной работе представлены основные принципы применения технологий распределенных реестров, таких как блокчейн и направленный ациклический граф, предназначенных для обеспечения авиационной кибербезопасности при использовании облачных технологий [6, 12–14]. Распределенные реестры, в отличие от централизованных, обеспечивают большую прозрачность и лучше защищены от кибератак, потому что вместо одной базы данных они представляют собой множество копий одной и той же базы данных. Таким образом, для успешной кибератаки, она должна быть проведена на все распределенные копии реестра одновременно, что на практике трудно реализуемо.

Технология блокчейн. Структурно блокчейн представляет собой выстроенную по определенным правилам непрерывную последовательную цепочку (связный список) блоков, содержащих транзакции. При этом у каждого участника сети есть информация о всех передаваемых транзакциях, и при попытке их подделки этот факт будет отражаться у всех в виде нестыковки в последовательности цепочки данных.

Безопасность информационной системы достигается с помощью определенного правила согласования данных. Все блоки должны быть записаны строго последовательно. Последовательность определяется с помощью майнинга – процесса последовательного создания новых блоков цепочки данных [6, 12]. При передаче от одного участника сети к другому защита информации реализуется с помощью криптографических методов.

На рис. 1 приведен пример использования единой авиационной блокчейн инфраструктуры для управления воздушным движением, где контроль доступа, аутентификация, конфиденциальность и безопасность при передаче данных обеспечиваются с использованием архитектуры распределенных реестров и инфраструктуры открытых ключей, а функции внешних сервисов реализованы в виде микросервисов [6, 15].

Блокчейн инфраструктура имеет кластерный вид и включает в себя следующие функциональные кластеры (рис. 2) [6]:

- кластер формирования и создания последовательности блоков, предназначенный для контроля последовательности данных, которые были сгенерированы участниками сети;
- кластер проверки информационной безопасности блоков, представляющий собой набор микросервисов, которые общаются между собой с помощью технологии REST/API и решают задачи идентификации объекта, извлечения признаков, распознавания аномального поведения и предупреждения об опасности.

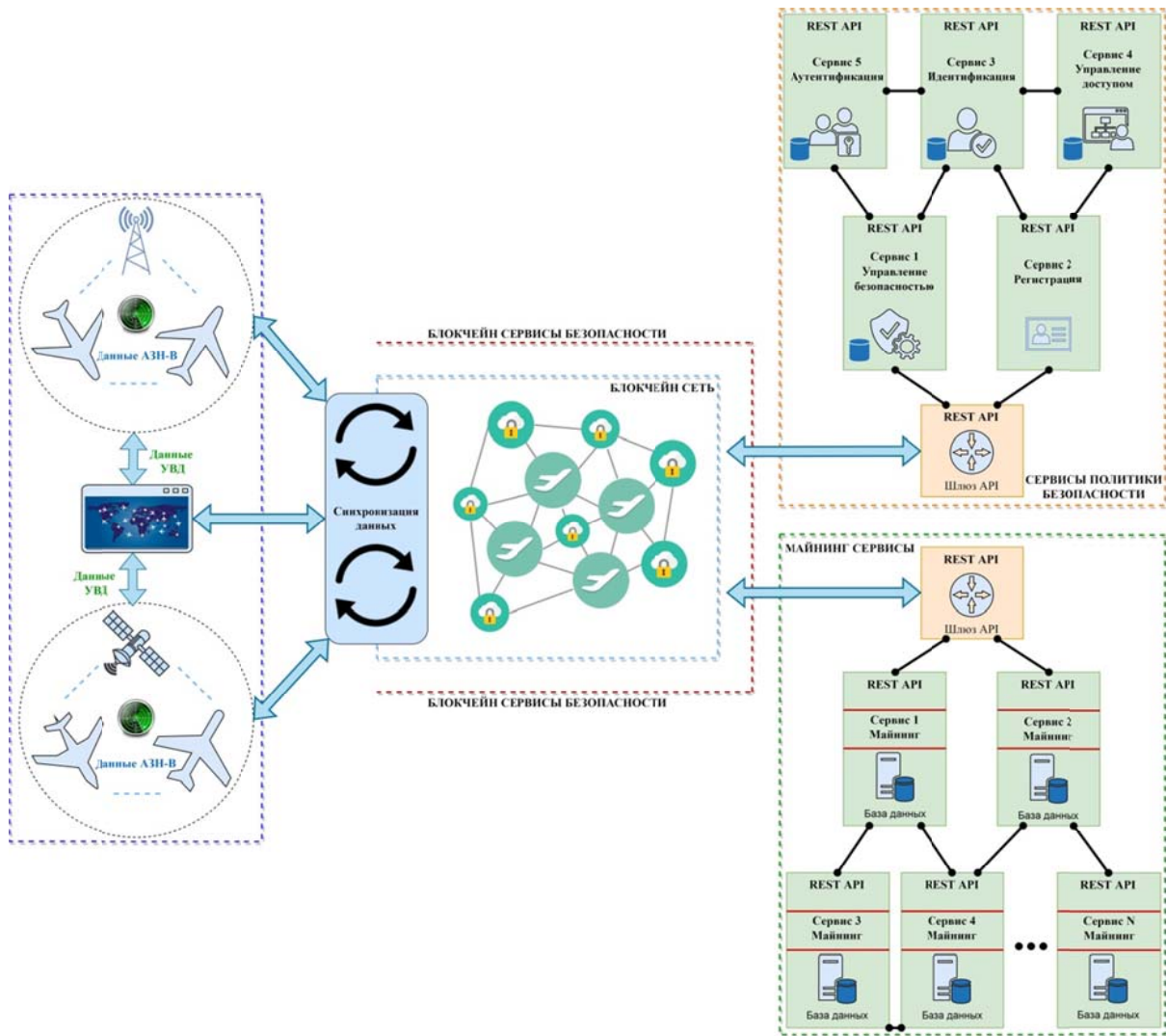


Рис. 1. Блокчейн инфраструктура управления воздушным движением



Рис.2. Кластеры блокчейн инфраструктуры: а) кластер формирования и создания последовательности блоков, б) кластер проверки информационной безопасности блоков

В традиционной блокчейн архитектуре, построенной на принципах доказательства доли владения (PoW – proof-of-work), подтверждения транзакции (PoS – proof-of-stake) или их сочетания – доказательство активности (PoA – proof of activity), у участников сети нет прямого доступа к распределенному реестру, так как добавление транзакции в реестр осуществляется посредниками – майнерами (производителями блоков, блок-продюсерами). В этом случае узкими местами являются масштабирование сети, скорость создания блоков и большие вычислительные затраты, так как блоки не могут создаваться параллельно.

Технология направленных ациклических графов. Улучшение характеристик блокчейн инфраструктуры и решение проблемы масштабируемости в сетях распределенных реестров может быть реализовано с использованием другого типа структуры данных – направленного ациклического графа (DAG – directed acyclic graph), считающимся третьим этапом эволюции информационных реестров (рис. 3). [16, 17]. Это самый децентрализованный способ добавления транзакций в реестр, обеспечивающий самый высокий уровень доверия в сети.

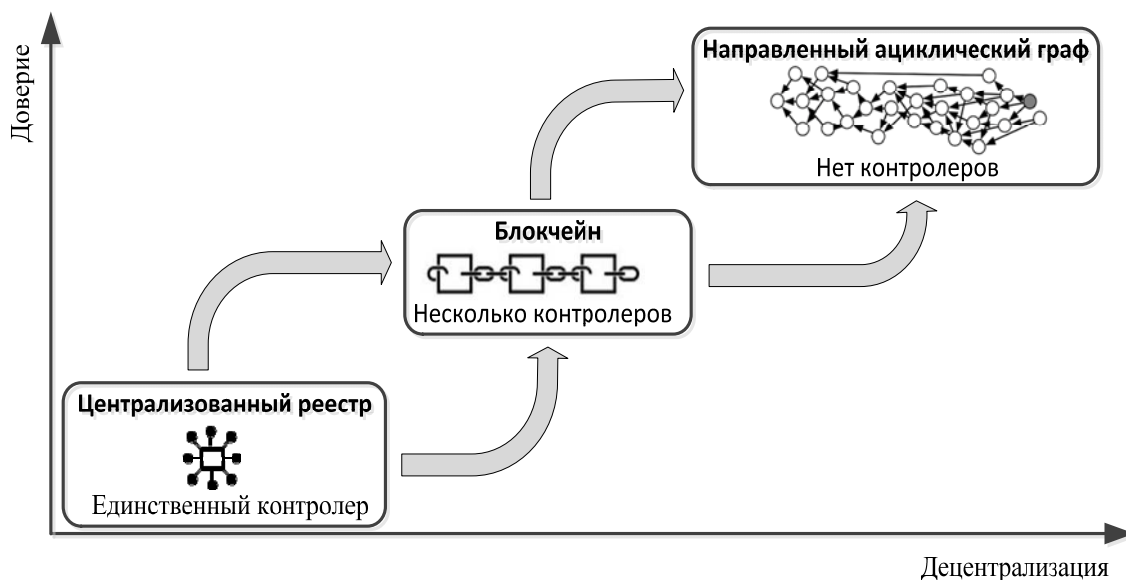


Рис. 3. Эволюция информационных реестров авиационных баз данных

Направленный ациклический граф представляет собой ориентированный граф, использующий топологическую сортировку данных. В отличие от традиционных связанных списков и блокчейн, где блоки в основной цепочке создаются последовательно друг за другом, он основан на идее параллельных цепочек и обеспечивает одновременное выполнение транзакций на разных цепочках. В направленном ациклическом графе соединяются не блоки, а сами транзакции, при этом в каждую транзакцию включаются хеши нескольких предыдущих. Сами транзакции сохраняются на узлах, а новые транзакции добавляются после проверки двух других транзакций. Проверки проходят непосредственно в транзакциях, то есть каждая транзакция сама отвечает за сохранение последовательности. Такой подход позволяет полностью избавиться от блоков и производителей блоков, обеспечивая прямой доступ к реестру каждого участника сети, без посредников. Из-за безблочного устройства обработка транзакций осуществляется намного быстрее, чем в сети блокчейн. Применение технологии направленных ациклических графов позволит построить сети с высокой производительностью и минимальными издержками, решить проблемы масштабируемости и пропускной способности традиционных технологий.

Заключение. Рассмотренные технологии распределенных реестров для решения задач обеспечения авиационной кибербезопасности позволят в условиях цифровой среды единого неба гарантировать безопасную передачу, обработку и хранение данных на борту перспективного ВС. Внедрение технологий распределенных реестров в архитектуру бортовой системы обеспечения кибербезопасности увеличит скорость обмена данными, уменьшит временные затраты, улучшит качество, надежность, прозрачность и доступность внешних информационных сервисов. Для практической реализации этих технологий необходимо всем участникам авиатранспортной системы разработать единые правила взаимодействия и создать наземные и бортовые компоненты интегрированной системы обеспечения авиационной кибербезопасности, построенной с применением технологий распределенных реестров.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-15-2022-1024.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В.** Эволюция архитектуры комплекса бортового оборудования воздушных судов // IV Юбилейная Всероссийская научно-техническая конференция «Авиационные системы в XXI веке», посвященная 70-летию со дня создания ФГУП «ГосНИИАС», сб. тезисов, 26–27 мая 2016 г., г. Москва, 2016. С. 198.
2. **Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю.** Перспективы развития комплексов бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию Гражданской авиации (16–17 мая 2018 г.) М.: Московский гос. технический ун-т гражданской авиации, 2018. С. 5–6.
3. **Кривоноженков В.А.** Актуальность вопроса применения облачных технологий для обработки, хранения и передачи полетной информации // Авиационные системы в XXI веке. Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 2022. С. 154–155.
4. Li Z., Li Q., Xiong H. Avionics clouds: A generic scheme for future avionics systems // 2012 IEEE/AIAA 31st Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2012, pp. 6E4-1-6E4-10.
5. Jianchun X., Zhonghua W., Yahui L. The Distributed Computing Framework Research for Avionics Cloud // 2018 International Conference on Networking and Network Applications (NaNA), Xi'an, China, 2018, pp. 390–393.
6. **Зыбин Е.Ю., Кривоноженков В.А., Муллин А.Р., Кохан В.В.** Концепция интеллектуальной системы обеспечения кибербезопасности бортового оборудования и систем сверхзвукового пассажирского самолета // Сборник докладов 6-й Международной научно-практической конференции «Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов». Москва, 2021. С. 164–173.
7. Blasch E. et al. Cyber Awareness Trends in Avionics // 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2019, pp. 1–8.
8. **Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С.** Обеспечение информационной безопасности на борту воздушного судна // Авиапанорама. 2018. № 6. С. 4–15.
9. **Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р., Карпенко С.С.** Концепция обеспечения информационной безопасности бортового оборудования воздушного судна // Вопросы кибербезопасности. № 4 (28). 2018. С. 9–20.
10. **Желтов С.Ю., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю.** Обеспечение кибербезопасности бортового оборудования воздушного судна // Материалы XVI Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2019. С. 34–45.
11. **Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И., Зыбин Е.Ю., Хамматов Р.Р.** Архитектура информационной безопасности бортовых комплексов летательных аппаратов // XII Мультиконференция по проблемам управления МКПУ-2019: Материалы XII мультиконференции, 23–28 сентября 2019 г., с. Дивноморское, Геленджик, Россия: [в 4 т.] / Отв. ред.: И.А. Каляев. Ростов-на-Дону – Таганрог: Изд-во Южного федерального ун-та, Том 4. Управление аэрокосмическими системами (УАКС-2019), 2019. С. 113–115.
12. **Зыбин Е.Ю., Кривоноженков В.А., Муллин А.Р.** Особенности эксплуатации сверхзвукового пассажирского самолета в условиях глобальной цифровой сети единого неба // Авиационные системы в XXI веке. Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 2022. С. 155–156.
13. **Шилов К.Д., Зубарев А.В.** Блокчейн и распределенные реестры как виды баз данных // Инновации. 2018. №12 (242). С. 77–87.
14. Masood F., Faridi A.R. An overview of distributed ledger technology and its applications // International Journal of Computer Sciences and Engineering. 2018. Vol 6. No. 10. P. 422–427.
15. Муллин А.Р., Кохан В.В., Зыбин Е.Ю. Обеспечение кибербезопасности информационно-связанных воздушных судов // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 26–27 ноября 2020 г., г. Москва, 2020. С. 206.
16. Mohen M.T., Kostiuk P.F., Stouffer V., Kang H. A Cybersecurity Framework for Aerospace Services // AIAA 2021-0772. AIAA Scitech 2021 Forum. January 2021.
17. Thudimilla A., McMillin B. Cyber-Physical Security of Air Traffic Surveillance Systems // Critical Infrastructure Protection XIV. ICCIP 2020. IFIP Advances in Information and Communication Technology. 2020. Vol. 596. P. 3–23.

E.Yu. Zybin, V.A. Krivonozhenkov, A.R. Mullin (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Application of distributed register technologies to ensure aviation cyber security**

Distributed ledger technologies, such as blockchain and directed acyclic graph, are described in relation to solving the problems of cybersecurity of the critical infrastructure of the aviation segment of the single digital sky. Distributed ledger technologies allow a multitude of interacting network participants involved in aircraft operation and air traffic control processes to receive, transmit, process and store critical information securely and with a high level of trust.

А.В. ЛАПИН, Е.Ю. ЗЫБИН, В.В. ГЛАСОВ
(ФАУ «ГосНИИАС», Москва)

ОБ УСЛОВИЯХ ДОСТОВЕРНОСТИ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПО ВЫХОДУ

В работе рассматривается метод непараметрического прогнозирования выходных сигналов линейной динамической системы с использованием матриц Ганкеля и их правых аннуляторов. Исследуется достоверность получаемых прогнозов в условиях полной параметрической неопределённости при отсутствии возмущений. На примере дискретных моделей движения отечественного и зарубежного среднемагистральных самолетов рассмотрены случаи недостоверных прогнозов. Проанализированы причины расхождения прогнозов с реальными измерениями. Получены условия в виде минимальной необходимой информации о системе, при которой гарантируется достоверность непараметрического прогнозирования.

Введение. В настоящее время наряду с классической параметрической теорией динамических систем [1, 2], основанной на знании модели объекта управления, широкое распространение получает непараметрическая теория [3–10], оперирующая только с данными о входных и выходных сигналах. Одним из перспективных направлений непараметрической теории динамических систем является прогнозирование, целью которого может быть, например, выявление и парирование отказов в системе управления, в частности, воздушных судов [4, 5]. Непараметрическое прогнозирование позволяет предсказывать будущие значения выходных сигналов, не прибегая к идентификации параметров объекта, что эффективно, если идентификация затруднена или неосуществима. Однако в применимости непараметрической теории возможны ограничения. Они изучены не всецело. В предлагаемом докладе рассматриваются случаи, когда непараметрический прогноз выходных сигналов линейной динамической системы оказывается недостоверным. Целью работы является получение условий гарантированной достоверности прогноза.

Достоверность прогнозирования по выходу. Рассматривается свободное невозмущённое движение неизвестного наблюдателю дискретного объекта, описываемого матрицами состояния \mathbf{A} , наблюдения \mathbf{C} и начальным значением \mathbf{x}_0 вектора состояния \mathbf{x} :

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_k, \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{C}\mathbf{x}_k, \end{cases} \quad (1)$$

где \mathbf{y} – выходной вектор, k – дискретное время. Требуется по измерениям до k -го шага включительно спрогнозировать $(k+1)$ -е измерение и сравнить его с реальным значением.

Суть метода непараметрического прогнозирования. Непараметрическое прогнозирование основывается на условии разрешимости матричного уравнения вида [3]

$$\mathbf{Z}_{k+1} = \mathbf{\Omega}\mathbf{Z}_k, \quad (2)$$

где \mathbf{Z}_k и \mathbf{Z}_{k+1} – значения матрицы Ганкеля [11] по состоянию или выходу на двух последовательных дискретных шагах, относительно неизвестной матрицы параметров $\mathbf{\Omega}$:

$$\mathbf{Z}_{k+1}\mathbf{Z}_k^R = \mathbf{0}. \quad (3)$$

Здесь $\mathbf{0}$ – нулевая матрица, а \mathbf{Z}_k^R – правый аннулятор [1] матрицы \mathbf{Z}_k . Информативной в уравнении (3) оказывается лишь нижняя блочная строка **row** матрицы Ганкеля \mathbf{Z}_{k+1} :

$$\mathbf{row} \cdot \mathbf{Z}_k^R = \mathbf{0}. \quad (4)$$

В правой позиции этой строки располагается значение вектора \mathbf{z} (состояния или выхода) на $(k+1)$ -ом шаге. Прогноз этого вектора определяется однозначно из уравнения (4).

Особенности прогнозирования по выходу. При прогнозировании по состоянию связь между матрицами Ганкеля \mathbf{X}_k и \mathbf{X}_{k+1} в виде (2) очевидна [3, 4]:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{A}\mathbf{X}_k, \quad (5)$$

и достоверность прогноза гарантирована. При прогнозировании по выходу связь матриц Ганкеля Y_k и Y_{k+1} однозначна не всегда [6] – возникает вопрос о достоверности прогноза.

При прогнозировании по выходу условием «подключения» к объекту считается момент, когда правый аннулятор текущей матрицы Ганкеля становится также правым аннулятором для матрицы Ганкеля, построенной с учетом следующего измерения. Начиная с этого момента, соответствующий правый аннулятор может быть использован для построения прогнозов.

«Подключение» к объекту осуществляется путём последовательного добавления в матрице Ганкеля новых строк row и столбцов col в соответствии со схемой, представленной на рисунке 1 [10]. Приведём далее примеры случаев, когда получаемые описанным методом прогнозы даже при отсутствии возмущений существенно отличаются от реальных измерений.

Примеры недостоверного прогноза.

В работе исследованы случаи появления недостоверного прогноза для систем с одним выходным параметром при выполнении условия «подключения» к объекту на различных этапах появления правого аннулятора у матрицы Ганкеля.

Недостоверный прогноз при выполнении условия «подключения» к объекту при первом появлении правого аннулятора показан на примере системы 4 порядка – модели бокового движения среднемагистрального самолета [12].

Соответствующие начальные условия (НУ) x_0 , измерения и прогноз выходного параметра y , а также эквивалентное описание объекта (матрицы состояния \bar{A} , наблюдения \bar{C} и вектор НУ \bar{x}_0), к которому выполнилось неверное «подключение», приведены в таблице 1.

Таблица 1

Пример № 1. Выполнение условия «подключения» на первом появлении правого аннулятора

Характеристика	Описание
Реальный объект	$A = \begin{bmatrix} 1,00278 & 0,001139 & 0,009876 & 0,00137 \\ -0,034355 & 0,965043 & -0,008993 & 0 \\ -0,01987 & 0,002042 & 0,89593 & 0 \\ 0 & 0,01 & -0,001087 & 1 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T; \quad x_0 = \begin{bmatrix} 0,0049 \cdot 10^{-3} \\ 1,0 \\ -0,3884 \\ 2,0 \end{bmatrix}$
Измерения	$y_0 = 0,0049 \cdot 10^{-3}, \quad y_1 = 0,0491 \cdot 10^{-3}, \quad y_2 = 0,4911 \cdot 10^{-3}, \quad y_3 = 1,2881 \cdot 10^{-3}$
«Подключение»	<p>1. $[y_1 \mid y_2][y_0 \mid y_1]^R = 1,4366 \cdot 10^{-18}$ – подключено</p> $Y^R = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,9950 \\ 0,0995 \end{bmatrix}$
Прогноз	$[y_2 \mid y_3^*]Y^R = 0 \Rightarrow y_3^* = (-r_1/r_2)y_2 = 4,9113 \cdot 10^{-3}$
Объект «подключения»	$\bar{A} = -r_1/r_2, \quad \bar{C} = 1, \quad \bar{x}_0 = y_0$

Недостоверный прогноз при выполнении условия «подключения» к объекту на втором шаге вычисления правого аннулятора показан на примере системы 5 порядка – модели продольного движения воздушного судна Boeing 747-100/200 [13]. Соответствующие НУ x_0 , измерения и прогноз

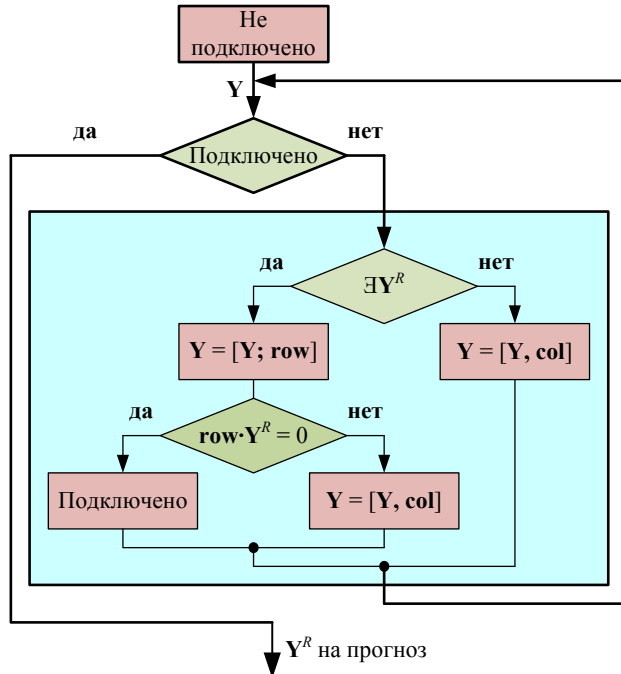


Рис. 1. Структурная схема процесса «подключения» к объекту при непараметрическом прогнозировании по выходу

выходного параметра y , а также эквивалентное описание объекта (матрицы состояния \bar{A} , наблюдения \bar{C} и вектор НУ \bar{x}_0), к которому выполнилось неверное «подключение», приведены в таблице 2.

Т а б л и ц а 2

Пример № 2. Выполнение условия «подключения» на втором появлении правого аннулятора

Характеристика	Описание
Реальный объект	$\tilde{A} = \begin{bmatrix} -0,4861 & 0,000317 & -0,5588 & 0 & -2,3 \cdot 10^{-6} \\ 0 & -0,0199 & 3,0796 & -9,8048 & 8,98 \cdot 10^{-5} \\ 1,0053 & -0,0021 & -0,5211 & 0 & 9,3 \cdot 10^{-6} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -92,6 & 92,6 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T; \quad x_0 = \begin{bmatrix} 0,01 \\ 5,0085 \\ -0,1454 \cdot 10^{-8} \\ 0,1492 \\ 50 \end{bmatrix}$ $A = I_5 + 0,01 \cdot \tilde{A} \quad (I_5 - \text{единичная матрица}),$
Измерения	$y_0 = -0,1454 \cdot 10^{-8}, \quad y_1 = 0,0150 \cdot 10^{-8}, \quad y_2 = 0,1101 \cdot 10^{-8},$ $y_3 = 0,2679 \cdot 10^{-8}, \quad y_4 = 0,6146 \cdot 10^{-8}, \quad y_5 = 1,2755 \cdot 10^{-8}$
«Подключение»	$1. \quad [y_0 \mid y_1] [y_0 \mid y_1]^R = 1,1110 \cdot 10^{-9} \quad - \text{ не подключено}$ $2. \quad [y_2 \mid y_3 \mid y_4] \begin{bmatrix} y_0 & y_1 & y_2 \\ y_1 & y_2 & y_3 \end{bmatrix}^R = -1,7345 \cdot 10^{-19} \quad - \text{ подключено}$ $Y^R = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,1826 \\ -0,9129 \\ 0,3651 \end{bmatrix}$
Прогноз	$[y_3 \mid y_4 \mid y_5^*] Y^R = 0 \Rightarrow y_5^* = [-r_1/r_3 \mid -r_2/r_3] \begin{bmatrix} y_3 \\ y_4 \end{bmatrix} = 1,4026 \cdot 10^{-8}$
Объект «подключения»	$\bar{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -r_1/r_3 & -r_2/r_3 \end{bmatrix}, \quad \bar{C} = [1 \mid 0], \quad \bar{x}_0 = \begin{bmatrix} y_0 \\ y_1 \end{bmatrix}$

Причины недостоверного прогноза. Дело в том, что в описанном методе непараметрического прогнозирования по выходу при выполнении условия (4) «подключение» осуществляется к полностью наблюдаемой системе наименьшей размерности по состоянию, которой соответствует количество строк в матрице Ганкеля и задействованные (до момента «подключения») измерения. Вместе с тем, тот же самый набор измерений может быть получен от бесконечного множества других систем более высокой размерности (по состоянию), также являющихся полностью наблюдаемыми.

Таким образом, виртуальный объект «подключения» может как совпадать с реальным объектом (тогда прогноз достоверен), так и полностью отличаться от последнего (при этом виртуальный объект обладает меньшей размерностью).

Чем больше задействовано измерений, тем выше вероятность того, что достигнута размерность реального наблюдаемого объекта и именно к нему выполняется «подключение». Для того чтобы со 100 % вероятностью гарантировать достоверность прогноза, необходимо априори иметь информацию о размерности наблюдаемого объекта по состоянию или индексе его наблюдаемости [6].

Заключение. В работе показано, что непараметрический метод прогнозирования по выходу в ряде исключительных случаев может давать недостоверный прогноз. Причина расхождений прогноза с реальными измерениями заключается в том, что размерность наблюдаемого объекта по состоянию и его индекс наблюдаемости оказываются больше минимальных возможных размерности и индекса наблюдаемости, которым соответствуют задействованные при прогнозе измерения. Таким образом, при большем количестве задействованных измерений существенно повышается вероятность того, что будет достигнута размерность по состоянию реального наблюдаемого объекта. Гарантированный прогноз можно получить, зная эту размерность априори (при этом по-прежнему нет необходимости в знании каких-либо других параметров или характеристик объекта).

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-01215.

ЛИТЕРАТУРА

1. N. E. Zubov, A. V. Lapin, V. N. Ryabchenko, A. V. Proletarsky, M. S. Selezneva and K. A. Neusypin, A Robust Control Algorithm of a Descent Vehicle Angular Motion in the Earth's Atmosphere. *Appl. Sci.* 2022. Vol. 12. № 2 (731). DOI: [10.3390/app12020731](https://doi.org/10.3390/app12020731).
2. N. E. Zubov, V. N. Ryabchenko and A. V. Lapin. Onboard Iterative Algorithm of Defining the Parameters of Keplerian Orbits Based on Solving the Orbital Motion Equations in Velocity Reference Frame. *Russian Aeronautics*. 2021. Vol. 64. № 3. P. 432 – 440. DOI: [10.3103/S1068799821030090](https://doi.org/10.3103/S1068799821030090).
3. Chekin A. Yu., Bondarenko Yu. V., Kosyanchuk V. V. and Zybin E. Yu. Nonparametric Method for Aircraft State Prediction. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019. Vol. 476. P. 012003. DOI: [10.1088/1757-899X/476/1/012003](https://doi.org/10.1088/1757-899X/476/1/012003).
4. Karpenko S. S., Zybin E. Yu. and Kosyanchuk V. V. Nonparametric Method for Failures Detection and Localization in the Actuating Subsystem of Aircraft Control System. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. Vol. 312. P. 012010. DOI: [10.1088/1757-899X/312/1/012010](https://doi.org/10.1088/1757-899X/312/1/012010).
5. Zybin E., Kosyanchuk V., Karpenko S. Quantitative model-free method for aircraft control system failure detection. *MATEC Web of Conferences*. 2017. Vol. 99. P. 03011. DOI: [10.1051/mateconf/20179903011](https://doi.org/10.1051/mateconf/20179903011).
6. **Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Тань Л.** Непараметрический метод прогнозирования траектории движения активно маневрирующего судна посадки беспилотного летательного аппарата // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22. № 12. С. 660–670. DOI: [10.17587/mau.22.660-670](https://doi.org/10.17587/mau.22.660-670).
7. **Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Чекин А.Ю.** Непараметрический метод прогнозирования движения судна посадки беспилотного летательного аппарата // Сборник тезисов докладов IV Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», 26–27 ноября 2020 г., г. Москва, 2020. С. 212–213.
8. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Карпенко С.С.** О некоторых непараметрических методах теории управления динамическими объектами // Материалы XV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт». 2018. С. 288–298.
9. **Косьянчук В.В., Зыбин Е.Ю., Гласов В.В., Чекин А.Ю., Карпенко С.С., Бондаренко Ю.В.** Методы решения некоторых задач теории линейных динамических систем в условиях полной параметрической неопределенности // Труды Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2019), 2019. С. 724–729.
10. **Косьянчук В. В., Гласов В. В., Зыбин Е. Ю., Тань Л.** Прогнозирование траектории полёта летательного аппарата в условиях полной параметрической неопределённости // Известия ЮФУ. Технические науки. 2021. №1 (218). DOI: [10.18522/2311-3103-2021-1-101-112](https://doi.org/10.18522/2311-3103-2021-1-101-112).
11. Gray R. M. Toeplitz and Circulant Matrices: A Review. California, USA: nowpublishers.com, 2000. 98 p.
12. **Гласов В. В., Бондаренко Ю. В., Зыбин Е. Ю.** Управление летательным аппаратом в условиях параметрической неопределённости // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. 2019. № 3 (43). С. 41–52.
13. Bondarenko J. V. and Zybin E. Yu. Functional Control of the Technical Condition Method for Aircraft Control System Sensors under Complete Parametric Uncertainty. *Civil Aviation High Technologies*. 2020. Vol. 23. No. 3. P. 39–51. DOI: [10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51](https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51).

A. V. Lapin, E. Yu. Zybin, V.V. Glasov (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **On Reliability Conditions of Nonparametric Output Prediction**

We consider an approach for nonparametric prediction of linear dynamic system output signals using Hankel matrices and their right-hand side zero divisors. The reliability of the obtaining predictions is investigated under conditions of complete parametric uncertainty under the lack of disturbances. On the examples of discrete motion models of domestic and foreign medium-haul aircrafts, the cases of unreliable prediction are investigated. The reasons why the obtained predictions do not match the real measurements are analyzed. The conditions are found in the form of minimum necessary information about the object, under which the reliability of nonparametric prediction is guaranteed.

К.Н. ГУБЕРНАТОРОВ, А.В. КУКОВИНЕЦ, А.Ю. ЧЕКИН
(ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО БАЛАНСА С МАТЕРИАЛАМИ С ФАЗОВЫМ ПЕРЕХОДОМ

Рассмотрены некоторые вопросы технологии аккумулирования тепла материалами с фазовым переходом (МФП) для решения задач теплового баланса перспективных самолётов, предложен ряд возможных схем применения этой технологии и сформулированы основные требования к МФП авиационного применения. Приведены результаты компьютерного моделирования динамики локального изменения температуры воздуха в кабине за счёт использования МФП во внутренней обшивке кабины самолёта.

Введение. В настоящее время большое внимание уделяется повышению экологических и экономических показателей пассажирских ВС. Снижение эмиссии вредных веществ и улучшение топливной эффективности может быть достигнуто с помощью гибридной силовой установки (ГСУ), состоящей из симбиоза газотурбинного и электрического двигателей, в котором, в зависимости от режима полёта, в работу вступает двигатель, обладающий на данном режиме наибольшей энергоэффективностью и экологичностью. С появлением на борту самолёта с ГСУ мощных тепловыделяющих электрических агрегатов и источников тока усложняется задача поддержания температурного режима работы бортовых систем и теплового режима гермокабины.

Во время взлёта даже относительно небольшого самолёта с ГСУ, длящегося несколько десятков секунд, количество выделяемой на борту теплоты может достигать сотен кВт [1]. Для обеспечения теплового баланса самолёта в таких условиях традиционными методами требуются большая мощность системы охлаждения, включающей средства непосредственного воздушного охлаждения бортовых систем и холодильные машины системы кондиционирования и вентиляции воздуха (СКВ). Это приводит к высокой сложности и большому весу систем тепловой балансировки самолёта и значительной избыточности их холодопроизводительности, что требует поиска более энергоэффективных решений. Способствовать решению этой задачи может использование в конструкции самолёта и его теплозависимых агрегатов материалов с фазовым переходом (МФП), обладающих эффектом аккумулирования тепла. Принцип действия МФП основан на последовательном накоплении и высвобождении скрытого тепла при фазовых превращениях рабочего вещества.

Благодаря этому эффекту избыточные пиковые теплопоглощения или теплопотери конструктивных элементов и агрегатов самолёта, обусловленные изменяющейся температурой среды, могут в значительной степени компенсироваться процессом фазового перехода МФП, стабилизируя температуру бортовых компонентов, что может обеспечить их пассивный тепловой баланс или снизить затраты энергии, которая требуется для поддержания такого баланса традиционными способами.

МФП и основанные на них термоаккумуляторы сейчас находят применение в строительстве жилых и промышленных помещений [2], в фармацевтическом производстве, в быту для поддержания температуры пищевых продуктов. В автотранспорте устройства с МФП используются для обеспечения теплового баланса электрических аккумуляторов [3] и поддержания микроклимата салона. Однако технология аккумулирования тепла средствами МФП в авиационной отрасли [4] пока не получила достаточного развития.

Предлагаемый доклад посвящён одному из возможных применений МФП в гражданской авиации, а именно использованию в качестве материала внутренней обшивки гермокабины пассажирского самолёта. Такая обшивка с температурой фазового перехода, которая лежит в диапазоне комфортной температуры воздуха в салоне и кабине экипажа, может снизить энергозатраты на поддержание теплового баланса гермокабины средствами СКВ или уменьшить колебания каabinной температуры в процессе её регулирования.

Цель представляемой работы состоит в исследовании рациональности применения МФП для обеспечения теплового баланса самолётов с ГСУ и самолётов классической схемы на основных этапах полёта, для которых характерны большие затраты энергии и, соответственно,

большое количество выделяемого тепла, разработке требований к МФП и системам теплового баланса на их основе и формировании систем теплового баланса самолёта с применением этой технологии. Указанная цель достигается решением следующих задач:

1. Анализ области применения известных МФП в авиационных тепловых задачах;
2. Определение ограничений, связанных с использованием МФП в авиационных тепловых задачах;
3. Разработка математического аппарата и программного обеспечения для компьютерного моделирования динамики тепловых процессов МФП в составе средств обеспечения теплового баланса самолёта и критериев оценки их эффективности;
4. Разработка демонстратора технологии МФП и анализа результатов;
5. Разработка технических требований к системам тепловой балансировки самолёта с компонентами из МФП на основе моделирования;
6. Формирование требований к разработке специальных МФП для систем тепловой балансировки самолёта;

Разработка и реализация схемотехнических решений системы теплового баланса самолёта с применением МФП. В настоящее время за рубежом проводятся широкие исследования в области разработки и применения МФП. В частности, предложена технология получения пастообразного материала на жидкой смолевой основе с закрытыми гранулами парафинового воска и более чем 60% заполнением ими массы материала, который затем затвердевает после облучения ультрафиолетом [5]. Этот коммерческий продукт предлагается в качестве эффективной строительной теплоизоляции с выраженным эффектом теплоаккумулирования. Температура фазового перехода парафинового воска соответствует комфортной климатической температуре. Применение подобной технологии представляет практический интерес для применения в качестве теплоаккумулирующей внутренней обшивки гермокабины.

Вопросы моделирования. Освоенный промышленностью синтез МФП позволяет изготавливать материалы, рассчитанные на фазовый переход при почти постоянной температуре в широком диапазоне (по крайней мере от $-114\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $885\text{ }^{\circ}\text{C}$ [6]). Применительно к использованию в указанных задачах в авиационной отрасли МФП должны отвечать специальным требованиям. Требования к надёжности и безопасности МФП, предполагаемых для авиационного применения, например, в авиационных СКВ, сформулированы в АП-25, но физико-химические свойства материала, форма его промышленного изготовления (макроинкапсулированный МФП, сыпучий МФП, неорганический порошок и пр.), тип фазового перехода и тепловые характеристики подлежат определению.

Основным методом предварительной оценки эффективности технологии МФП, формирования требований к МФП авиационного применения и выработки рациональных технических решений на основе этих материалов в заявленных задачах является имитационное моделирование. В создаваемой математической модели демонстратора технологии МФП первого этапа рассматривается случай взаимодействия воздуха СКВ с поверхностью изолированной панели внутренней обшивки гермокабины, выполненной из существующих МФП. Предполагается, что воздух сухой с ламинарным течением вдоль панели с постоянной скоростью. Материал расчётной панели имеет гомогенную структуру и обладает постоянной температурой фазового перехода. При необходимости могут использоваться суррогатные модели с применением нейронных сетей, позволяющие учесть явление переохлаждения и приблизить динамику к экспериментальным данным, сохранив возможность проведения за приемлемое время итерационных процедур расчёта, включающих оптимизацию массогабаритных показателей материала.

Заключение. Построение подобных динамических моделей теплообмена в композиции воздух-панель из МФП может рассматриваться в качестве первого приближения в задаче оценки эффективности применения МФП для внутренней обшивки гермокабины самолёта, в частности с помощью сред компьютерного моделирования, например Simcenter Amesim, в которой содержится модель МФП. Качественное моделирование предполагает использование методов гидродинамического расчёта параметров воздуха в гермокабине, а также учёт процесса распространения тепла внутри МФП, например с помощью метода конечных элементов. Перспектива дальнейшей работы состоит в выборе или создании МФП, соответствующих авиационным теплотех-

ническим задачам, разработке универсальных динамических моделей, формировании библиотеки алгоритмов и использовании прикладных программ для инженерного анализа с учётом вариативности теплофизических свойств объектов и тепловых потоков между ними.

ЛИТЕРАТУРА

1. System architectures for thermal management of hybrid-electric aircraft - FutPrInt50. Walter Affonso Jr. et al 2022 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 1226 012062.
2. Bland A., Khzouz M., Statheros T., Gkanas E. PCMs for residential building applications: A short review focused on disadvantages and proposals for future development. *Buildings*. 2017. Vol. 7. No. 3, 78.
3. Jaguemont J., Omar N., Van den Bossche P., Mierlo J. Phase-change materials (PCM) for automotive applications: A review. *Applied Thermal Engineering*. 2018. Vol. 132. P. 308–320.
4. Elefsiniotis A., Becker T., Schmid U. Thermoelectric Energy Harvesting Using Phase Change Materials (PCMs) in High Temperature Environments in Aircraft. *Journal of Electronic Materials*. 2014. Vol. 43. No. 6. P. 1809-1814.
5. Wei P., Cipriani C.E., Pentzer E.B. Thermal energy regulation with 3D printed polymer-phase change material composites. *Matter*. 2021. Vol. 4. No. 6. P. 1975–1989.
6. https://www.pcmproducts.net/Phase_Change_Material_Products.htm (дата обращения: 16.06.2022).

К.Н. Губернаторов, А.В. Куковинетс, А.Ю. Чекин (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow) **Modelling of the Thermal Management System with Phase Change Materials**

Some issues of the technology of heat accumulation by phase change materials (PCMs) for solving the problems of thermal management of promising aircraft are considered, a possible application schemes for this technology are proposed and the basic requirements for PCMs in aviation application are formulated. The results of computer simulation of the dynamics of local changes in cabin air temperature due to the use of PCMs in the interior cladding of the aircraft cabin are proposed.

Т. В. САЗОНОВА, М. С. ШЕЛАГУРОВА, Е.Г.КОРНЕВА
(АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», г.Раменское)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МИКРОРЕЛЬЕФА ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОЙ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В связи с развитием технологий получения с высоким разрешением данных о микрорельефе (рельефе местности с учетом высот объектового состава искусственного и естественного происхождения) появилась возможность его использования для высокоточной коррекции координат летательных аппаратов. В качестве датчика микрорельефа используется лазерный дальномер. Проведенное математическое моделирование с использованием реальных данных о микрорельефе позволило сформировать требования к датчику и картам микрорельефа, а также оценить точностные характеристики навигации при его использовании.

Введение. В настоящее время актуальной задачей является обеспечение автономной навигации летательных аппаратов (ЛА), для чего можно использовать корреляционно-экстремальные навигационные системы (КЭНС) по физическим полям Земли. Практическую реализацию получили только КЭНС по рельефу земной поверхности, однако они не работоспособны при полете ЛА над малоинформативным рельефом и их точность оценивается на уровне 100 м (σ). В качестве альтернативы рельефу предлагается использовать более мелкоструктурное поле – микрорельеф, представляющий собой сумму рельефа и высот расположенного на нем объектового состава искусственного и естественного происхождения. Датчиком микрорельефа является лазерный дальномер, обеспечивающий высокоточное измерение геометрической высоты. Для формирования карт микрорельефа используются данные дистанционного зондирования Земли. Это могут быть результаты аэрофотосъемки или космофотосъемки, обработанные методом стереофотограмметрии, или результаты воздушно-лазерного сканирования земной поверхности. Предлагаемый доклад посвящен исследованиям КЭНС по микрорельефу методом математического моделирования с использованием реальных картографических данных, что позволило сформировать требования к датчику и картам микрорельефа, а также оценить точностные характеристики навигации при его использовании.

Математическое моделирование КЭНС по микрорельефу. Математическое моделирование КЭНС по микрорельефу проводилось на персональном компьютере с использованием картографической информации на участок г. Коломна размером 5100x5900 кв.м (см. рис.1).

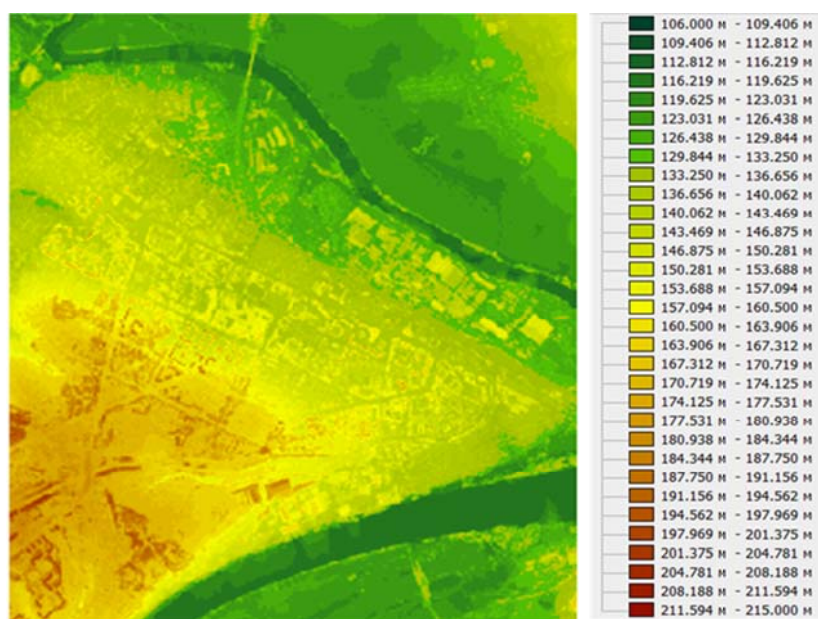


Рис.1. Вид микрорельефа на участок г. Коломна и соответствующая ему гипсометрическая шкала

Микрорельеф на участок г.Коломна был подготовлен в Институте математики и механики им. Н.Н. Красовского Уральского отделения РАН с дискретом 1м, погрешность картографирования составила в плане 1-2 м, по высоте 2 м.

В качестве датчика микрорельефа при моделировании рассматривался лазерный дальномер LRFM1550 разработки НТЦ "ЛЭМТ" БелОМО" (см. рис.2), измеряющий профиль подстилающей поверхности с абсолютной погрешностью ± 2 м на высотах до 1500 м.

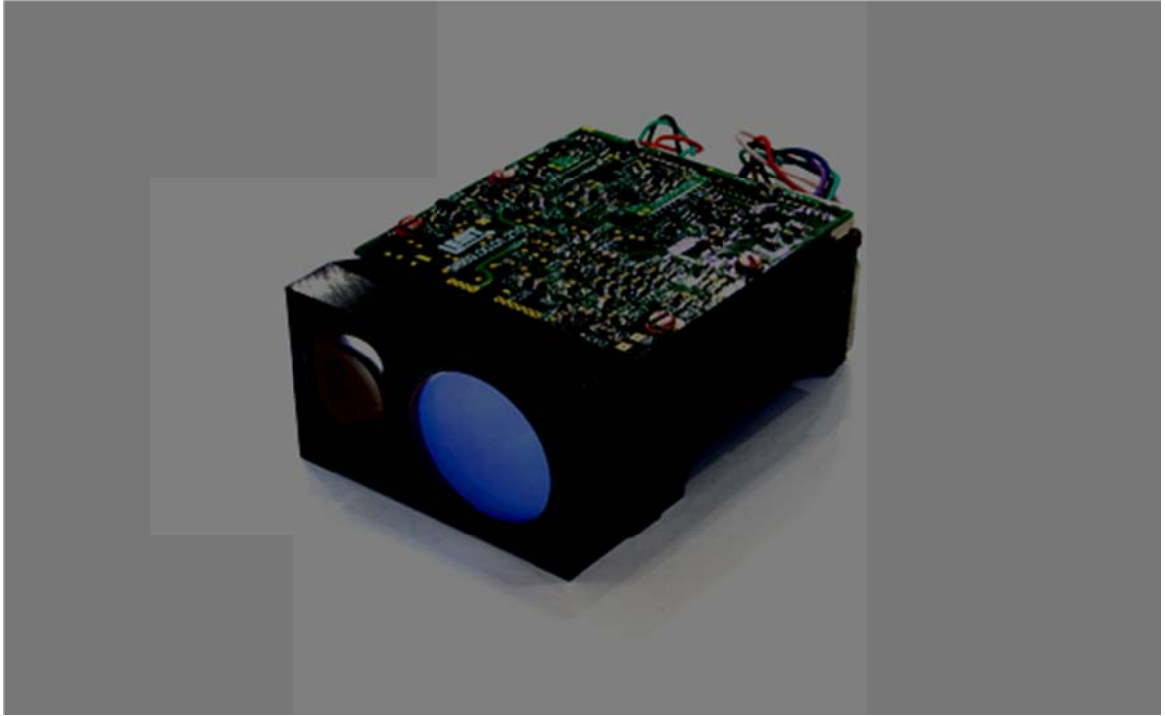


Рис.2. Внешний вид лазерного дальномера LRFM1550

При математическом моделировании имитировался полет ЛА на высоте 500 м со скоростью 65 м/с в условиях неработоспособности спутниковой навигационной системы. При этом среднеквадратические погрешности (СКП) определения параметров навигационной системы принимали следующие значения:

- СКП определения углов ориентации (курса, крена, тангажа) - 1° ;
- СКП определения путевой скорости – 3 м/с;
- СКП определения вертикальной скорости – 2 м/с;
- СКП определения горизонтальных координат (априорная погрешность) 100 м и 300 м.

В ходе моделирования оценивались следующие параметры:

- число проведенных коррекций;
- средняя длина зоны коррекции по микрорельефу;
- точность КЭНС по микрорельефу (математическое ожидание и СКП);
- среднее время расчета одного цикла экстремальной коррекции.

Алгоритм КЭНС по микрорельефу базируется на функционале, рассчитывающем квадрат разности эталонного и текущего значения [1], при этом вводится «затухание» веса функционалов, рассчитанных на предыдущих шагах, что является весьма актуальным при нестационарном микрорельефе. В ходе работы алгоритма проводится селекция грубых ошибок датчика на основе знания минимального и максимального эталонного значений микрорельефа в пределах доверительного квадрата и ошибок датчика.

При проведении математического моделирования дискреты доверительного квадрата (дискреты считывания) принимали следующие значения: $d_i=1$ м, 2 м, 3 м, 4 м, 5 м, 6 м.

Результаты математического моделирования приведены в таблице 1 (для априорной ошибки 100 м) и таблице 2 (для априорной ошибки 300 м).

Таблица 1

Результаты КЭНС по микрорельефу при априорной погрешности 100 м

Дискрет d_i , м	Число коррекций	Средняя длина коррекции, м	Математ. ожидание ошибки коррекции по оси X, м	Математ. ожидание ошибки коррекции по оси Y, м	СКП коррекции по оси X, м	СКП коррекции по оси Y, м	СКП коррекции круг., м	Время работы одного цикла коррекции, сек
1	136	160,9	0,2036	-0,0215	1,6700	1,0942	1,9966	5,34
2	129	155,8	0,01234	-0,0643	1,6214	1,2150	2,0262	0,66
3	99	165,8	0,4176	-0,1855	2,1843	1,3992	2,5941	0,23
4	75	169,1	0,0245	0,0651	2,9708	1,8727	3,5118	0,11
5	44	159,1	0,2228	0,4859	3,0344	1,6119	3,4360	0,06
6	41	168,5	-0,1498	-0,2489	4,2544	2,0215	4,7102	0,04

Таблица 2

Результаты КЭНС по микрорельефу при априорной погрешности 300 м

Дискрет d_i , м	Число коррекций	Средняя длина коррекции, м	Математ. ожидание ошибки коррекции по оси X, м	Математ. ожидание ошибки коррекции по оси Y, м	СКП коррекции по оси X, м	СКП коррекции по оси Y, м	СКП коррекции круг., м	Время работы одного цикла коррекции, сек
2	38	173,1	-0,4408	0,3576	2,0413	1,1305	2,3334	7,03
3	32	165,0	-0,7111	-0,9650	1,6232	1,8218	2,4401	2,11
4	28	179,7	1,2541	0,1277	2,9961	1,701	3,4454	1,03
5	16	165,5	0,7642	-0,4282	2,3661	2,2453	3,2619	0,57

Заключение. Учитывая, что быстродействие существующих бортовых вычислителей примерно в 3-и раза ниже по сравнению с быстродействием персонального компьютера, на котором проводилось моделирование, то КЭНС по микрорельефу может быть реализована в реальном масштабе времени при определенных условиях со следующими точностными характеристиками:

- 2 м (σ) при априорной ошибке 100 м и дискрете считывания 2 м, при увеличении дискрета считывания до 6 м точность ухудшается до 4,7 м (σ);
- 3,3 м (σ) при априорной ошибке 300 м и дискрете считывания 5 м, при увеличении дискрета считывания до 6 м точность ухудшается до 4,4 м (σ).

Таким образом, КЭНС по микрорельефу может обеспечить точность навигации на уровне дифференциального режима спутниковой навигационной системы, при этом требования к погрешностям карты и ошибкам датчика микрорельефа соответствуют имеющимся в настоящее время образцам.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Сазонова Т.В., Шелагурова М.С.** Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов. М.: 2018. С.90-94...

T.V.Sazonova, M.S.Shelagurova, E.G.Korneva (Ramenskoye Design Company, Ramenskoye). **Using of microrelief for high-precision correction of aircraft navigation parameters.**

In connection with the development of technologies for obtaining high-resolution data on microrelief (terrain taking into account the heights of the object composition of artificial and natural origin), it became possible to use it for high-precision correction of aircraft coordinates. A laser rangefinder is used as a microrelief sensor. Mathematical modeling using real microrelief data made it possible to form requirements for the sensor and microrelief maps, as well as to assess the accuracy characteristics of navigation when using it.

В. В. АКСЕНОВА, Г. А. ПЛАТОШИН
(ФАУ «ГосНИИАС», Москва)

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ

В статье проводится анализ спецификации ARINC 664 в которой содержится описание алгоритмов, необходимых для обеспечения информационной безопасности бортовой информационно-вычислительной сети. Рассмотрены криптографические и не криптографические механизмы защиты информации.

Введение. Высокая конкуренция на рынке пассажирских авиаперевозок стимулирует авиакомпании и авиапроизводителей к предоставлению дополнительных услуг на борту самолета, удовлетворяющих потребности клиентов. Ввиду революционного воздействия информационных технологий на сферы жизни людей, вызвавшего, в том числе растущий спрос на обеспечение доступа в глобальную сеть интернет, возникает необходимость в развитии технологий и возможностей предоставления услуг широкополосного интернета на борту самолета. Однако при внедрении новых технологий возникнуть серьезные риски киберугроз. Злоумышленники, с помощью развлекательной сети, могут получить доступ к бортовой информационно-вычислительной сети (БИВС), которая обеспечивает полёт воздушного судна.

Обеспечение информационной безопасности БИВС. Информационная безопасность – это сохранение и защита информационных ресурсов от внутренних и внешних угроз. Информационная безопасность обеспечивается следующими процедурами (Рисунок 1): конфиденциальность, аутентификация и целостность [1].

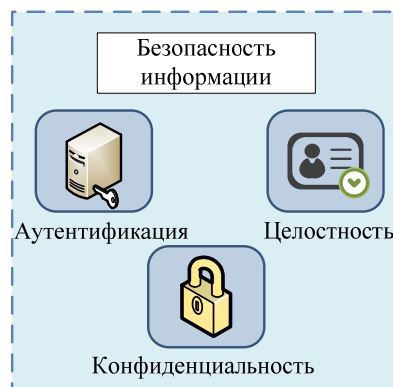


Рис. 1. Процедуры, обеспечивающие информационную безопасность

Конфиденциальность данных обеспечивает доступ к информации, только определенному пользователю и защищает их от подделки. Целостность гарантирует, что данные, отправленные пользователем, сохранятся в полном объеме и не были случайно или преднамеренно изменены при их хранении или передаче [2]. Аутентификация (доступность) является одним из наиболее важных факторов в сетевой безопасности, поскольку она контролирует доступ к сетевым ресурсам и гарантирует, что только тот, кто имеет право на доступ к информации, может ее получить. Для защиты БИВС от несанкционированного доступа и атак, можно использовать криптографические и не криптографические механизмы защиты.

Криптографические методы защиты информации. Криптографические механизмы безопасности могут обеспечивать аутентификацию, целостность, конфиденциальность и отказоустойчивость. Безопасность может быть реализована с помощью алгоритмов шифрования на любом из уровней модели OSI. Алгоритм шифрования – это набор логических правил, определяющих процесс преобразования информации из открытого состояния в зашифрованное (зашифрование) и, наоборот, из зашифрованного состояния в открытое (расшифрование) [2]. Ключ шифрования – это случайная, псевдослучайная или специальным образом сформированная последовательность бит, являющаяся переменным параметром алгоритма шифрования. Ес-

ли зашифровать одну и ту же информацию одним и тем же алгоритмом, но разными ключами, результаты получатся также разные. Ключ шифрования имеет одну существенную характеристику - длину, которая, как правило, измеряется в битах.

Криптографические методы (Рис. 2) разделяются:

1. Бесключевые – не используют в вычислениях ключей.
2. Одноключевые – в них используется некий дополнительный ключевой параметр (секретный ключ).
3. Двухключевые – использующие в своих вычислениях два ключа: секретный и открытый [1].

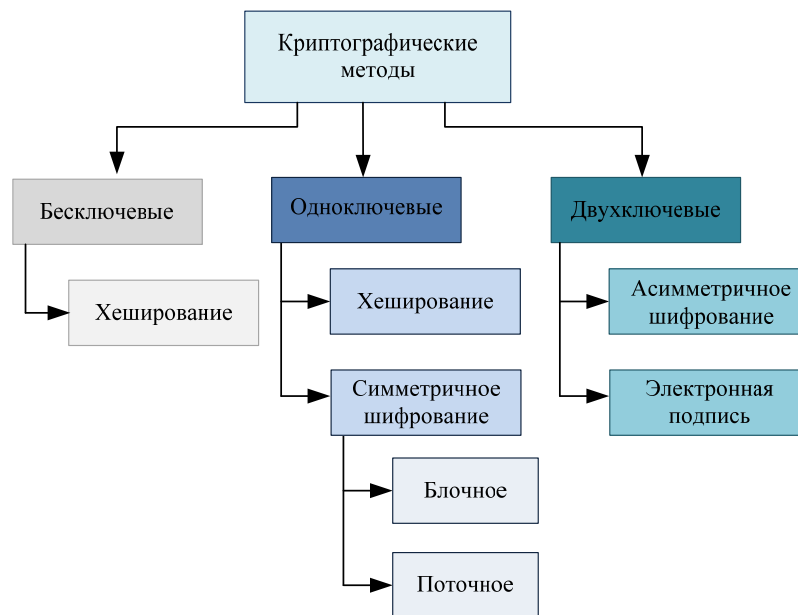


Рис. 2. Классификация криптоалгоритмов

Криптографическая хеш-функция – это математический алгоритм, который отображает данные произвольного размера в битовый массив фиксированного размера. Преобразование, производимое хеш-функцией, называется хешированием.

Хеш-функции могут применяться:

- Проверки целостности сообщений и файлов. Это делается путем создания контрольной суммы до передачи файла. Сравнивая хеш-значения вычисленные до и после передачи сообщений и файлов, можно определить, были ли внесены какие-либо изменения.

- Верификации пароля – хранение в базе данных не самих паролей, а их хешей.

- Электронной подписи (ЭП). ЭП ставится не на сам документ, а на его хеш.

Примеры хеш-функций – SHA-1, RIPEMD.

Электронная подпись используется для подтверждения целостности и авторства данных. Алгоритмы электронной подписи используют два вида ключей:

- Секретный ключ используется для вычисления электронной подписи;
- Открытый ключ используется для ее проверки.

Вычисления ЭП могут производиться двумя способами: на базе математического аппарата эллиптических кривых (алгоритм ECDSA) и на базе полей Галуа (алгоритм DSA).

Симметричные алгоритмы шифрования используют один и тот же ключ для зашифровывания информации и для ее расшифровывания. При этом ключ шифрования должен быть секретным. Примеры симметричных алгоритмов шифрования - DES, RC4, RC5, AES [2].

Асимметричные алгоритмы шифрования используют два ключа - один для зашифровывания, другой для расшифровывания. В таком случае говорят о паре ключей. Один ключ из пары может быть открытым (доступным для всех), другой - секретным. Примеры асимметричных алгоритмов шифрования – RSA, El-Gamal [2].

Не криптографические методы защиты информации. Не криптографические механизмы защиты часто называют брандмауэрами. Брандмауэр — это система, позволяющая разделить сеть на две или более частей и реализовать набор правил, определяющих условия прохождения информации из одной части в другую. В сетях брандмауэр используется для блокирования или фильтрации трафика, направляемого из одной сети в другую [3].

Все брандмауэры можно разделить на три типа:

1. Пакетные фильтры (packet filter). Брандмауэры с пакетными фильтрами принимают решение о том, пропускать пакет или отбросить.

2. Сервера прикладного уровня (application gateways). Брандмауэры с серверами прикладного уровня используют прокси-серверы, запускаемые на брандмауэре и пропускающие через себя весь трафик, относящийся к данному сервису.

3. Сервера уровня соединения (circuit gateways). Сервер уровня соединения представляет из себя транслятор TCP соединения. Пользователь образует соединение с определенным портом на брандмауэре, после чего последний производит соединение с местом назначения по другую сторону от брандмауэра [3].

Спецификация ARINC 664 часть 5 предлагает использовать следующие категории брандмауэров [4]:

- Прокси-серверы для повышения производительности и безопасности. Прокси-сервер – промежуточный сервер в компьютерных сетях, выполняющий роль посредника между пользователем и целевым сервером, позволяет пользователям выполнять запросы к другим сетевым службам и получать ответы.

- Размещение пакетных фильтров в стратегических местах для дальнейшей защиты сети авиационных данных от внешних/внутренних атак. Брандмауэры с пакетными фильтрами принимают решение о том, пропускать пакет или отбросить, просматривая IP-адреса, флаги или номера TCP портов в заголовке этого пакета. Доступ или отказ к сети основан на списках контроля доступа [3].

- Выделенный сервер мониторинга/контроля сетевой активности поможет повысить уровень безопасности. Сервер мониторинга/контроля сетевой активности может быть построен по аналогии с системой обнаружения вторжений (IDS). Однако, в отличие от IDS, сервер может принимать решения на основе данных, поступающих из многих источников, включая речевой самописец в кабине и оборудование наблюдения.

Предлагаемые структуры для защиты бортовой сети. В результате проведенного анализа предлагается использовать следующие методы:

1. Цифровую подпись (алгоритм RSA), аутентификацию (алгоритм HMAC-SHA-1) и хеширование (алгоритм SHA-1)

2. Конфиденциальность для доступа к секретным данным обеспечивает механизм шифрование (алгоритм DES).

3. Механизм согласования ключа (алгоритмы RSA).

Заключение. Чтобы обеспечить высокий уровень безопасности, следует использовать хорошо известные алгоритмы, которые были тщательно изучены криптографами. Поскольку нельзя быть уверенным, что данный алгоритм не будет подвержен взлому, реализация должна иметь модульную конструкцию, которая позволяет легко заменять алгоритмы.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках соглашения № 075-15-2022-1024.

ЛИТЕРАТУРА

1. Олифер В.Г., Олифер Н.А. Сетевые операционные системы. СПб: Питер, 2004. 544 с.
2. Баричев С.Г., Гончаров В.В., Серов Р.Е. Основы современной криптографии. М.: «Горячая линия - Телеком», 2001. 120 с.
3. Голиков А.М. Основы информационной безопасности. Томск: «Томский гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники», 2007. 288 с.

4. Aircraft data network network domain characteristics and interconnection ARINC specification. ARINC 664 p5. Aeronautical radio, Inc. 2005 - 125 p

V. V. Aksenova, G. A. Platoshin (FAU "GosNIIAS", Moscow). **The methods of providing information security of the onboard aviation network**

The article analyzes the ARINC 664 specification, which contains a description of the algorithms necessary to ensure the information security of the on-board information network. The article also describes cryptographic and non-cryptographic mechanisms of information protection.