

13-я МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ



**6–8 октября 2020 г.
ГНЦ РФ АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
Санкт-Петербург**

МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИЯ ВКЛЮЧАЕТ В СЕБЯ ПЯТЬ КОНФЕРЕНЦИЙ,
ОБЪЕДИНЕННЫХ ОДНОЙ ИДЕЕЙ:

- XXXII КОНФЕРЕНЦИЯ ПАМЯТИ ВЫДАЮЩЕГОСЯ КОНСТРУКТОРА
ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ Н.Н.ОСТРЯКОВА
- «ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В УПРАВЛЕНИИ» (ИТУ-2020)
- «МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ УПРАВЛЕНИЯ И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЯ»
(МТУиП-2020)
- «УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ» (УАКС-2020)
ИМЕНИ АКАДЕМИКА Е.А.МИКРИНА
 - «УПРАВЛЕНИЕ В МОРСКИХ СИСТЕМАХ» (УМС-2020)

МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ «УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ» (УАКС–2020)

ИМЕНИ АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА

7–8 ОКТЯБРЯ

Санкт-Петербург
2020

УДК 681.51

Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС–2020) имени академика Е.А. Микрина». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020. 103 с.

В настоящий сборник вошли тексты докладов, состоявшихся на конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС–2020) 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»
- РОССИЙСКОГО НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА ПО АВТОМАТИЧЕСКОМУ УПРАВЛЕНИЮ
- ЖУРНАЛА «ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ»
- ЖУРНАЛА «ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ И ПРОЦЕССЫ УПРАВЛЕНИЯ»

ПРЕДСЕДАТЕЛЬ ПРЕЗИДИУМА

13-Й МУЛЬТИКОНФЕРЕНЦИИ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ
ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ДИРЕКТОР АО «КОНЦЕРН «ЦНИИ «ЭЛЕКТРОПРИБОР»
АКАДЕМИК РАН **В.Г. ПЕШЕХОНОВ**

XXXII 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-2020)

СОПРЕДСЕДАТЕЛИ ПРОГРАММНОГО КОМИТЕТА:
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ РАН **Д.А. НОВИКОВ**
Д.Ф.-М.Н., ПРОФ. **Н.В. КУЗНЕЦОВ**

КОНФЕРЕНЦИЯ «ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В УПРАВЛЕНИИ» (ИТУ-2020)

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-2020)

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

КОНФЕРЕНЦИЯ «УПРАВЛЕНИЕ В МОРСКИХ СИСТЕМАХ» (УМС-2020)

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–2020) имени академика Е.А. Микрина**

Секция 1
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ

Небылов А.В., Небылов В.А., Панферов А.И. Предпосылки и перспективы создания автоматически управляемого большого экраноплана	7
Небылов А.В., Панферов А.И., Бродский С.А. Особенности синтеза систем управления экраноплана	13
Филимонов Н.Б., Сергеев А.А. Управление посадочным маневром беспилотных летательных аппаратов на движущуюся платформу	19
Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В. Непараметрический метод стабилизации пространственного положения беспилотного летательного аппарата	22
Мамченко М.В. Анализ кибербезопасности беспроводного канала управления беспилотного летательного аппарата потребительского сегмента.....	26
Перлюк В.В., Ян Х.С. Задача формирования оптимальной маршрутной траектории для дрона самолетного типа	29
Куковинец А.В., Чекин А.Ю. Система управления траекторией движения четырехколесного робота с учетом контактного взаимодействия	32
Федунов Б.Е. Интеллектуальные агенты в базах знаний бортовых интеллектуальных систем тактического уровня	35
Юркевич Е.В., Степановская И.А. Контроллинг безопасности воздушного пространства аэропорта с помощью цифрового двойника	38
Платошин Г.А., Сельвесюк Н.И. Математический метод оптимизации бортовой информационно-вычислительной сети воздушного судна.....	41

Секция 2
УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Петухов В.Г., Попов Г.А., Тестоедов Н.А. Оптимизация межорбитальных перелетов космических аппаратов с малой тягой	44
Сазонов В.В., Самыловский И.А. Метод пассивной навигации межпланетных космических аппаратов.....	48
Самохин А.С., Самохина М.А. Задача оптимизации межпланетного перелёта к Марсу с трёхимпульсным подлётом к Фобосу на основе принципа Лагранжа	51
Синицын Л.И., Белоконов И.В. Факторный анализ эффективности коррекции орбиты наноспутника с электротермической двигательной установкой	54
Козлова Н.Ю., Фомичев А.В. Разработка математической модели системы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом при сближении с некооперируемым спутником	58
Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Управление движением космического робота при сближении с геостационарным спутником.....	61

Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Автономное управление движением космического робота при визуальной инспекции геостационарного спутника	65
Лемак С.С., Чертополохов В.А., Макаров М.А. Поиск множества допустимых положений подвижного стенда в задаче динамической имитации управляемых движений аэрокосмических систем	69
Кузнецов Н.В., Андриевский Б.Р., Зайцева Ю.С. Подавление скрытых колебаний в астатической маховичной системе ориентации космического летательного аппарата	73

Секция 3 МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ И ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

Сайтова Г.А., Елизарова А.В. Интеллектуальная система анализа данных и принятия решений о результатах испытаний	77
Вересников Г.С., Скрыбин А.В., Огородников О.В., Голев А.В. Разработка и исследование схемы анализа данных для оценки технического состояния электромеханического привода летательного аппарата	80
Соловьев С.В. Принципы разработки алгоритмического обеспечения интеллектуализированной системы контроля состояния космического аппарата	84
Якушенко Е.И., Гурьев Ю.В., Савицкий О.А., Сороковиков В.Н., Залетин В.В. Оценка возможности использования интегрирующих волоконно-оптических датчиков для контроля динамических параметров крыльев и фюзеляжа самолетов	87
Ознобишин А.А. Система автоматизированного проектирования информационно-управляющего поля технических объектов, а также их программного обеспечения	90
Григоров П.Ю., Голубева А.А. Способ решения задачи оптимальной ортонормализации матрицы поворота	92
Погорелов В.А., Митькин А.С., Чуб Е.Г. Использование метода моментов для решения задачи оценивания многомерных марковских процессов	96
Цацин А.А. Псевдослучайные последовательности с расширенным окном наблюдения	100

Секция 1

■ **УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ** ■

А.В.НЕБЫЛОВ, В.А.НЕБЫЛОВ, А.И.ПАНФЕРОВ

(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения)

**ПРЕДПОСЫЛКИ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ
АВТОМАТИЧЕСКИ УПРАВЛЯЕМОГО БОЛЬШОГО ЭКРАНОПЛАНА**

Выполнено сравнение задач применения и особенностей построения проектов экранопланов «Орлан» (Россия) и «Пеликан Ультра» (США). Особое внимание уделяется оценке сложности создания экранопланов и их систем управления. Оценивается оригинальность задач, которые должны решаться современными и перспективными системами управления экранопланов.

Введение. Экранопланы разных конструкций и размеров являются предметом интенсивных исследований и разработок в разных странах уже несколько десятилетий, однако сектор транспортной экономики под названием «экранопланостроение» по-прежнему отсутствует [1-3]. Число произведенных малых экранопланов измеряется десятками, а больших – единицами. Пока не доказано существенное преимущество экранопланов перед самолетами и другими транспортными средствами в типовых задачах перевозки грузов и пассажиров, носителей вооружений и десанта. Однако в России появился, наконец, заказчик для разработки и производства экспериментального образца большого экраноплана, испытания которого в разных условиях позволили бы оценить реальную эффективность этого транспортного средства.

Это важно для принятия решения о создании такого тяжелого экраноплана с многофункциональным использованием. В конце 2018 г. вице-премьер Ю. Борисов заявил о включении в очередной план вооружений разработку экспериментального экраноплана «Орлан» взлетной массой в 800 т. со сроком постройки в 2027 г. [4-7]. Ни аэрогидродинамическая схема, ни концепция построения этого весьма дорогого аппарата не оговорены. В связи с этим любая точка зрения специалистов по этим вопросам требует обсуждения для принятия правильного решения.

Будем учитывать российский опыт создания экранопланов КМ, «Орленок» и «Лунь» (разработки «ЦКБ по СПК», а системы демпфирования и стабилизации для двух последних разрабатывались в ЦНИИ «Электроприбор»), и описанный в публикациях до 2003 г. опыт начального этапа проектирования экраноплана «PelicanULTRA (UltraLargeTransportAircraft)» (разработки исследовательского подразделения «PhantomWorks» концерна Boeing. Зная высокий научный уровень и авторитет PhantomWorks, будем предполагать безошибочность выбранной концепции построения «Пеликан Ультра». Отказ от реализации проекта был, наверное, связан с превышением уточненной стоимости проекта выделенных заказчиком лимитов. Повлияла и проявившаяся сложность включения экраноплана в существующую систему управления вооруженными силами, поскольку, как и в России, ни авиация, ни флот не захотели принимать на себя заботу о «чужой» для них технике.

Оценка стоимости. Стоимость изготовления одного опытного образца «Пеликана» можно оценить по приближенной формуле [1,2,15]

$$C = K_1 M + K_2 P + K_3 Q, \quad (1)$$

где $K_1 = 45.8$ тыс. долл/т, $K_2 = 1.54$ тыс. долл/л.с. и $K_3 = 25.0$ тыс.долл., M – масса экраноплана в тоннах, P – суммарная тяга двигателей в лошадиных силах, Q – аэродинамическое качество экрано-

планав экранном режиме полета. Смысл этой формулы состоит в грубом экстраполировании стоимости известных уже построенных аппаратов на случай новых более совершенных и более тяжелых аппаратов. Коэффициенты K_1, K_2 и K_3 определены исходя из опыта предыдущих проектов и позволяют оценить стоимость C более тяжелого экраноплана «Пеликан». Подставляя значения $M=2700$ т, $P=640 \times 10^3$ л.с., $Q=27$, для стоимости изготовления опытного образца получим оценку $C=\$1110$ М, т.е. 1.110 миллиарда долларов (один миллиард сто десять миллионов долларов США). Сюда не входит стоимость разработки, которая может составлять $2C$.

Наверное, сравнив величину C со стоимостью тяжелого транспортного самолета В-747 в $\$380$ М (триста восемьдесят миллионов долларов США), и поняв, что вместо одного тяжелого экраноплана можно купить 8 самолетов В-747 или 10 самолетов C5M Galaxy (корпорация Локхид), у заказчиков и разработчиков потерялся интерес к проекту «Пеликан».

Разница и сходство в концепциях «Пеликан» и «Орлан». Назначение «Пеликана» [4,5] состояло в быстрой переброске военных контингентов и техники из США на американскую военную зарубежную базу любой удаленности. Постоянное содержание военных контингентов на территории США дешевле, чем на заграничных базах. Таких баз у США множество (более 650), и сокращение персонала каждой до минимального для функционирования базы уровня позволяет существенно снизить расходы. Важно, что большинство баз имеют свою взлетно-посадочную полосу, способную принимать тяжелые самолеты. Поэтому перед «Пеликаном» не стояло задачи посадки на воду. Как и самолету, «Пеликану» достаточно было иметь колесное шасси. Для 2700-тонного «Пеликана» при расчетном числе колес 76 давление на ВПП будет не больше, чем у обычного самолета.

«Орлан» имеет многофункциональное назначение и большая часть его миссий требует амфибийности – способности садиться на воду и взлетать с воды: поисково-спасательные операции, транспортное обеспечение полярных поселений, поиск посадочных модулей космических кораблей, ассистирование запуску и посадке воздушно-космического самолета, патрулирование приграничных районов (особенно в Арктике) с возможностью экстренной посадки, пожаротушение, спасение экипажа терпящих бедствие судов и кораблей. Поэтому гидродинамически совершенный корпус с водными лыжами, реданами, наличием избыточной тяги двигателей для преодоления «горба» гидродинамического сопротивления – обязательны для «Орлана», но необязательны для «Пеликана».

Конструкция «Пеликана» оригинальна, поскольку впервые столь тяжелый экраноплан вообще летательный аппарат предполагалось снабдить колесным шасси. Конструкция «Орлана» также оригинальна, поскольку желательна возможность и иметь участки движения по воде, и «ползать» по твердой поверхности с использованием поддува под крыло, как экраноплан «Орленок», но не экраноплан «Лунь»), и при возможности иметь также колесное шасси для посещения аэродромов, в частности - для технического обслуживания [6,7], погрузки боекомплекта и заправки топливом. Однако реализовать столь обширные требования не просто, ранее они не выдвигались. Поэтому в борьбе за финансовую осуществимость проекта от последнего требования возможно придется отказаться.

Оба аппарата предельно больших размеров. Проект Пеликана по размерам и взлетной массе соответствует максимально достижимым значениям, что обусловлено требованием максимально большой грузоподъемности. Рассматривался и более тяжелый вариант в 4500т, но в итоге разработчики остановились на 2700т [7-8]. Причина – в располагаемом силовом агрегате (4 спаренных мотогондолы с двумя газотурбинными двигателями каждая мощностью 80 тысяч лошадиных сил). Более 8 таких двигателей не умещались на переднем пилоне Пеликана. Кроме того, увеличение мощности и массы потребовало бы более длинную ВПП, чем 2400м, что ограничило бы возможности использования.

Орлан также должен проектироваться на пределе возможностей по грузоподъемности и габаритам для обеспечения мореходности до 7 баллов и в расчете на создаваемые корпорацией «Ростех» новые авиационные двигатели ПД-35, в 3-4 раза более мощные, чем устанавливавшиеся на экраноплане «Лунь» двигатели НК-87. Размеры «Орлана» максимальны и с учетом возможностей эллинга, необходимого для строительства. Не факт что использовавшийся ранее элинг судостроительного завода «Волга», удобно расположенный на берегу реки Волги, подойдет по размеру для «Орлана».

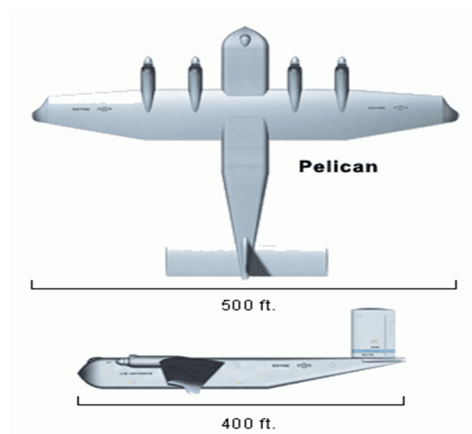


Рис.1 Экраноплан (экранолет) «Пеликан»



Рис. 2Экраноплан «Лунь» - возможный прототип экраноплана «Орлан»

Самолетная схема. Все построенные ранее российские большие экранопланы имели самолетную схему Р.Е.Алексеева (1916-1980) с высоко поднятым хвостовым стабилизатором и прямоугольным крылом малого удлинения. Несмотря на ее критику сторонниками схем «составное крыло», последователей А.Липпиша (Alexander Lippisch, 1894-1976), самолетная схема была удачно практически реализована на всех отечественных больших экранопланах и доказала свою эффективность. Треугольное составное крыло принято многими фирмами, наиболее успешными в построении малых экранопланов. Хорошим примером является, например, малый экраноплан «AirFish-8» (Фиг.3) фирмы WIGET-WORKS [13,14]. Однако игнорировать колоссальный опыт «ЦКБ

по СПК» при выборе аэродинамической схемы большого «Орлана» неразумно. Скорее всего, именно глубоко изученная самолетная схема для экраноплана «Орлан» будет принята за основу.

Опыт проекта «Пеликан» также можно эффективно использовать при выборе концепции построения «Орлана». Прежде всего, следует обратить внимание на отсутствие поднятого хвостового горизонтального стабилизатора. Ясно, что при этом снижается лобовое сопротивление и повышается аэродинамическое качество экраноплана, что хорошо. Но как при этом решить всем хорошо известную проблему обеспечения динамической устойчивости летательного аппарата в продольной плоскости? Никаких внешних конструктивных добавлений, предназначенных для обеспечения устойчивости движения в продольной плоскости, в облике «Пеликана» не показано.

Следовательно, в нереализованном проекте «Пеликан» очень эффективно использовались методы коррекции динамических свойств аппарата средствами автоматического управления. Других вариантов обеспечения продольной устойчивости быть не может. При современном уровне развития методов и средств автоматического управления сделать любой, даже структурно неустойчивый объект управления устойчивым возможно, если рассматривается полностью наблюдаемая и управляемая система, для чего она должна быть снабжена необходимым (большим) числом датчиков параметров движения и исполнительных элементов [9-12]. Должны быть измеряемыми практически безынерционно не только все параметры полета, но и основные приложенные к аппарату возмущения, в том числе параметрические. Должна быть абсолютно точно отражена в созданных моделях локальная аэродинамика аппарата, что позволит контролировать и парировать любые отклонения траектории движения аппарата в многомерном фазовом пространстве состояний от желаемой или даже в определенном смысле оптимальной. Проблема отказобезопасности должна быть полностью решена за счет трехкратной или четырехкратной структурной избыточности. При этом отказ любого элемента системы управления должен обнаруживаться, локализоваться и приводить к реконфигурации системы управления или, по крайней мере, одного ее канала. Далее в зависимости от результатов анализа степени опасности сложившейся ситуации принимается решение о необходимости посадки, немедленной или достаточно быстрой. По соображениям абсолютной безопасности полета экраноплан должен быть готов к посадке или выбору направления захода на посадку в любой момент времени.



Рис 3. 8-местный экраноплан «AirFish-8» с составным крылом по схеме А.Липпиша

Интеллектуальная система управления. Для системы управления «Орлана» и других российских экранопланов необходимо разработать и применить методы синтеза, позволяющие в полной мере учесть их особенности [9-12], а также обеспечить абсолютно надежное функционирование синтезируемых систем во всей допустимой области изменения фазовых координат и полностью исключить даже небольшую вероятность выхода за пределы такой допустимой области. Гарантирование устойчивости должно быть основной прерогативой системы управления, после реализации которой должны быть учтены и требования по качеству управления, в частности, по скорости выполнения стандартных маневров и по точности выдерживания требуемых значений параметров полета. Конечно, должны быть известны достоверные модели всех сигналов и возмущений. Многомерная многоконтурная система управления должна строиться как интеллектуальная, т.е. с привлечением всех известных сейчас принципов искусственного интеллекта и выполнять все функции

управления лучше человека-оператора (пилота). Следует синтезировать и проектировать именно автоматическую, а не автоматизированную систему, полностью исключив понятие сбоя в функционировании системы или пилота. Интеллектуальный автомат не должен совершать непростительных ошибок. Отказы отдельных элементов системы, например, вследствие радиоэлектронной борьбы, механического повреждения, грозových фронтов должны приводить к реконфигурации системы при использовании ее структурной избыточности. Современный выбор перспективных комплекствующих для системы управления позволяет повысить их надежность на два порядка.

В кресле пилота может сидеть оператор, полностью доверяющий управление автоматом и думающий только о формулировании общих требований к траектории полета. Только исключительные, действительно непредвиденные обстоятельства могут потребовать вмешательства пилота в управление полетом, причем в режиме экстренной посадки. Для «Орлана» такая посадка на воду или даже на лед может выполняться с использованием упрощенной резервной системы управления.

Во время проектирования «Луны» построить интеллектуальную систему управления было невозможно из-за ограничений и в методах и средствах проектирования, и в элементной базе. Сейчас такие ограничения сняты и разработчики «Орлана» могут реализовать действительно современную систему, ориентируясь на достижения авиации 5-го поколения и даже наускоренно развивающиеся беспилотные автомобили. Именно на такой подход к проектированию указывают данные, опубликованные о проекте «Пеликан».

Другую полезную информацию можно извлечь из формулировки «При полете с использованием экранного эффекта Pelican ULTRA мог бы доставлять грузы на дальность около 10 тыс. миль, но при полете на высоте – только 6,5 тыс. миль»[7,8]. Это означает, что аэродинамическое качество «Пеликана» в экранном режиме, т.е. на высоте 6м при хорде крыла 30м (относительная высота $6/30=0.2$, чего было бы трудно достичь для малого экраноплана), в $10/6.5=1.54$ раз больше, чем в «самолетном» режиме. Если для самолетного режима принять качество 17, то для экранного режима получим $17 \times 1.54 = 26.2$, что очень хорошо для снижения стоимости межконтинентальных перевозок. Именно такая цель очевидно стояла перед разработчиками «Пеликана», причем рассматривалось крупносерийное производство. Разработчики «Орлана» интересуются не столько экономией топлива, сколько расширением тактических возможностей применения в разных задачах, и это пока не требует серийного производства.

Кроме нового комплекса управления, очевидны следующие приоритеты развития новых технологий в проекте «Орлан».

1. Конфигурацию «Луны» в целом целесообразно сохранить, но локально попытаться улучшить, используя как старые «продувки», так и выполнив большой объем новых, в том числе виртуальных (компьютерных).
2. Снять проблему наблюдаемости и управляемости за счет совершенствования типов, характеристик и количества датчиков и исполнительных элементов.
3. Провести работу по оптимизации материалов для изготовления корпуса и других элементов аппарата, имея в виду снижение их веса за счет использования композиционных и других современных материалов без изменения аэродинамической конфигурации.
4. Отдельно исследовать процесс взлета экраноплана со взволнованной водной поверхности с целью минимизации требуемой тяги двигателей.
5. Разработать комплекс проблем по достижению эффективного использования экраноплана в Арктике.
6. Исследовать эффективность использования тяжелого экраноплана при запуске и посадке воздушно-космического самолета без колесного шасси путем выравнивания скоростей, сближения и стыковки двух крыльевых аппаратов

Факторы риска при реализации проекта «Орлан». Всем понятно, что неожиданно возникшие огромные расходы государства на борьбу с пандемией могут привести к секвестированию федерального бюджета и дополнительным сложностям в реализации проекта. Сокращение ежегодного финансирования проекта с удлинением срока его реализации крайне нежелательно, но, в крайнем случае, возможно в указанных форс-мажорных обстоятельствах. Полное прекращение финансирования означало бы крах разработанной концепции возрождения отечественного экранопланостроения и утрату ранее созданных заделов. Следует отметить, что у проекта «Орлан» много противников, имеющих конфликт интересов в силу борьбы за свою долю бюджетного финансирования.

Атомные ледоколы – безусловно конкуренты экранопланам, и вслед за введенным в эксплуатацию в октябре 2020г. лидером проекта 22220 "Арктика" Балтийский завод будет загружен этими проектами на много лет. Подписан контракт еще на 100 млнруб за 2 других судна этого класса. Усиленно финансируется строительство автодорог в Якутии и других регионах в зоне вечной мерзлоты. Ясно, что экранопланы не нужны также административным и хозяйственным структурам, ориентирующимся на покупку дорогих автомобилей-вездеходов для использования авто-зимников, дорогих вертолетов. При использовании экранопланов на порядок повышается безопасность перелетов, а это уменьшит прибыли страховых компаний.

Объективный анализ предпосылок создания и эффективности применения больших экранопланов в этих условиях особенно необходимы.

Заключение. Проанализированы различия и сходство в методах и критериях проектирования российского и американского тяжелых экранопланов. Сформулированы приоритеты в развитии новых технологий машинного проектирования тяжелого экспериментального экраноплана «Орлан» и его информационно-управляющего комплекса. Впервые дана оценка стоимости проектирования летательного аппарата на начальном этапе проектирования, проверенная на предыдущих проектах подобных аппаратов с уже известной стоимостью. Показано, что стоимость создания тяжелого экраноплана может на порядок превышать стоимость тяжелого транспортного самолета с известной аэродинамической схемой (например, B-747 или C5M Galaxy).

Благодарность. Работа проведена при поддержке Российского научного фонда по проекту 16-19-10381 и РФФИ по проекту 18-08-00234 в части требований к системам управления. При анализе требований к интеллектуальным системам была использована также финансовая поддержка 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. Небылов А.В. Измерение параметров полета вблизи морской поверхности. ГААП, СПб, 1994. 206с.
2. Nebylov A.V., Wilson P.A. Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea. WIT-Press, UK, 250 p.
3. Дюмидов В.Б. Автоматическое управления полетом экраноплана. СПб, ЦНИИ «Электроприбор», 1996, 204 с.
4. **Авиация России.** Опытный ракетный экраноплан «Орлан» появится к 2027 году. URL: <https://aviation21.ru/opytnyj-raketnyj-ekranoplan-orlan-poyavitsya-k-2027-godu/> (Дата обращения: 08.08.2020).
5. Болгова Е. В России создадут экраноплан. URL: <https://www.spb.kp.ru/online/news/3229509/> (Дата обращения: 29.07.2020).
6. Проект сверхтяжелого самолета-экраноплана Boeing Pelican ULTRA (США). URL: <https://topwar.ru/35114-proekt-sverhtyazhelogo-samoleta-ekranoplana-boeing-pelican-ultra-ssha.html> (Дата обращения: 08.08.2020).
7. Проект сверхтяжелого самолета-экраноплана Boeing Pelican Ultra (США) . URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_Pelican (Дата обращения: 08.08.2020).
8. Nebylov A., Panferov A., Brodsky S. Application of CFD to WIG-craft motion control system design EUCASS-2019 8th European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS-2019), 1-4 July 2019, Madrid, Spain.
9. Nebylov A., Nebylov V., Panferov A. The Concept of choice and Stabilization of the Flight Altitude of WIG-Craft over the Waved Sea. 21st IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Cranfield, UK, 2019.
10. Nebylov A.V., Watson J., Editors. Aerospace Navigation Systems, John Wiley & Sons, UK, 2016, 371p.
11. Nebylov, A.V. Ensuring control accuracy. Springer-Verlag, Heidelberg, Germany. 2004. 244p.
12. Nebylov A.V., editor. Aerospace Sensors. Momentum Press, NY, 2013, 350 p.
13. Dan Davis. Manmade UFOs. URL: (Дата обращения: 01.11.2020). <https://manmade-ufos.com/alexander-lippisch>: (Дата обращения: 01.11.2020).
14. Loz Blain. Could the Airfish-8 finally get the Wing In Ground Effect Vehicle up and running? URL: <https://newatlas.com/wigetworks-airfish-8-ground-effect-vehicle/56184/> (Дата обращения: 01.10.2020).
15. https://newatlas.com/wigetworks-airfish-8-ground-effect-vehicle/56184/ (Дата обращения: 01.10.2020).

A.V. Nebylov, V. A. Nebylov, A. I. Panferov (Saint Petersburg state University of aerospace instrumentation). **Background and prospects of creation automatically controlled large ekranoplane**

Abstract. A comparison of the application tasks and design features of the Orlan (Russia) and Pelican Ultra (USA) ekranoplane projects is performed. Special attention is paid to the complexity of creating ekranoplanes and their control systems. The originality of the tasks that should be solved by modern and advanced control systems of ekranoplanes is evaluated.

А.В. НЕБЫЛОВ, А.И. ПАНФЕРОВ, С.А. БРОДСКИЙ
(Государственный университет аэрокосмического приборостроения)

ОСОБЕННОСТИ СИНТЕЗА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНА

Рассматриваются вопросы теории проектирования систем управления экранопланов с учетом особенностей их динамических свойств и условий эксплуатации. Полет на малой высоте над неровной поверхностью сопровождается мощными периодическими и импульсными нагрузками, вызванными неровностями подстилающей поверхности. Кроме того при малых изменениях высоты управляемость и устойчивость экраноплана значительно изменяется вплоть до потери устойчивости. Для синтеза системы управления экранопланом предлагается новый метод расчета нелинейной математической модели экраноплана на основе программ CFD Comsol Multiphysics и Matlab. Приводятся результаты моделирования.

Введение. Экранопланы, как и самолеты, относятся к одному классу летательных аппаратов с одной плоскостью симметрии. Однако их свойства как объектов управления значительно различаются. Это объясняется различными условиями их эксплуатации. Основным режимом полета экраноплана является полет на предельно малой высоте в зоне экранного эффекта, поскольку именно в этом режиме проявляются преимущества экраноплана по сравнению с обычным самолетом. Такие условия эксплуатации приводят к непрерывному действию на его корпус мощных периодических и импульсных нагрузок, вызванных неровностями подстилающей поверхности, особенно интенсивных при значительном волнении морской поверхности или при торосистых ледяных полях [1, 2].

Полет на малой высоте определяет другую особенность управления экранопланом по сравнению с обычным самолетом. Если динамические свойства самолета медленно меняются с изменением высоты и скорости полета, то свойства экраноплана как объекта управления изменяются существенно при малых вариациях высоты над подстилающей поверхностью, изменяющихся сантиметрами и дециметрами. Ситуация осложняется тем, что на некоторых режимах полета экраноплан становится неустойчивым, что в отдельных случаях способствует появлению критических ситуаций. По этой причине использование постоянно работающих систем повышения устойчивости и управляемости для больших экранопланов считается обязательным [3, 4].

Проектирование любой системы управления начинается с выбора адекватной математической модели объекта управления для всего диапазона эксплуатационных режимов. Для получения такой модели экраноплана предлагается использовать оригинальный подход с использованием программного модуля CFD и программы Comsol Multiphysics.

Математическая модель экраноплана. Большое количество конструктивных схем и перспективных конструкций экранопланов определяет необходимость разработки новых подходов для оперативного вывода и анализа соответствующих математических моделей, их преобразования, синтеза законов управления и заключительного моделирования в условиях максимально приближенных к реальным. В докладе представлен вариант программного обеспечения, автоматизирующего этот процесс от составления виртуальной модели экраноплана, учета ограничений неровной подстилающей поверхности, вывода математических моделей и проектирования системы управления.

Для достижения этой цели используется специально разработанный программный пакет, в котором интегрированы возможности последних модификаций таких программ как CFD Comsol Multiphysics и Matlab [5-7]. Объединение возможностей этих программ в одном пакете позволило качественно расширить круг решаемых задач. Входная информация вводится в виде конструктивной схемы экраноплана. Эта модель с помощью программы Comsol Multiphysics помещается в поток воздуха. Отдельно устанавливаются ограничения, имитирующие реальные условия полета экраноплана над водой, льдом или иной поверхностью. Модель устанавливалась во всем диапазоне высот и скоростей в зоне действия экранного эффекта. Затем варьировались отклонения органов управления и определялись их балансирующие положения. Полученные базы данных использовались для вычисления массивов математических моделей экраноплана каждого из исследуемых режимов. Регрессионный анализ позволил получить еди-

ную нелинейную модель для всего диапазона возможных режимов полета, которая позволяет исследовать все динамические свойства экраноплана, его устойчивость и управляемость. В любой момент проектирования имеется возможность вернуться к конструктивной схеме и модифицировать ее. На рисунках 1 и 2 представлен внешний вид виртуальной модели экраноплана и визуализация виртуальной продувки.

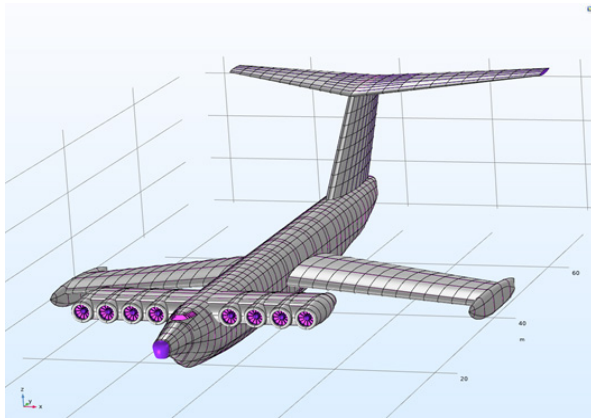


Рис. 1 Оболочечная структура 3D модели экраноплана

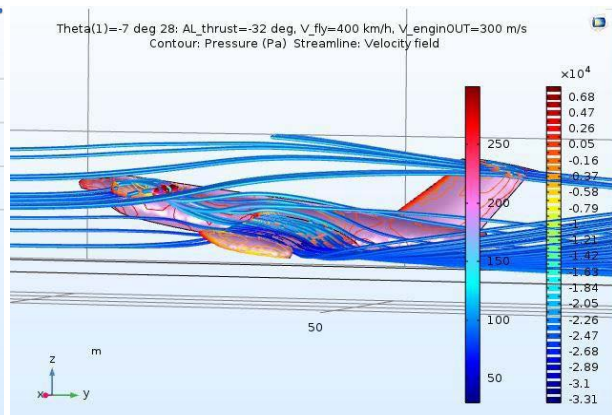


Рис. 2 Визуализация виртуальной продувки в среде COMSOL Multiphysics

Полученная математическая модель системы управления летательным аппаратом в зоне действия экранного эффекта включает в себя следующие модели (см. рисунок 3):

- математическая модель динамики твердого тела 6DOF (6 степеней свободы);
- математическая модель двигательной установки, определяющая связь воздушной скорости, скорости истечения газа из сопел двигателя и силы реактивной тяги;
- модель аэродинамических сил и моментов, представленная в табличной форме с последующей n -мерной сплайн интерполяцией;
- модель волнения подстилающей поверхности, представленная в виде корреляционных функций, формирующего фильтра или в иной форме;
- модели датчиков и исполнительных механизмов, входящих в состав информационно-измерительного комплекса и в систему управления, представленные в виде передаточных функции или в иной форме.

Математическая модель динамики экраноплана включает классическую модель динамики твердого тела, модель аэродинамики, модель тяги. Нелинейная модель аэродинамики, представленная в виде многомерных таблиц сил и моментов, была получена с помощью программного пакета CFD Comsol Multiphysics. Модель реактивной тяги двигателей определяется скоростью тяги и углом наклона тяги, эти параметры определяют действующую реактивную силу и момент сил относительно центра масс экраноплана. Реактивная струя изменяет процесс обтекания экраноплана и влияют на аэродинамические силы и моменты, которые учитываются в аэродинамической модели.

Для всех допустимых комбинаций высот над уровнем земли и горизонтальных скоростей решение проблемы балансировки было найдено для значений углов атаки, скорости тяги, угла тяги и угла поворота закрылков. При этом руль высоты находится в нейтральном положении. Балансировка соответствует компенсации всех сил и моментов, действующих на экраноплан.

Получившаяся математическая модель динамики включает модель динамики твердого тела, модель двигательной установки, модель аэродинамических сил и моментов. Модель аэродинамических сил и моментов представлена в табличной форме. Решение задач оптимальной центровки и балансировки используется при синтезе нелинейных законов управления вектором движения и стабилизации экраноплана.

Анализ нелинейной модели экраноплана показал значительную зависимость его динамических свойств от высоты и скорости полета. На отдельных участках экраноплан теряет собственную устойчивость. Полученные при «виртуальных» продувках массивы данных после сглаживания методами регрессионного анализа использовались для получения линейных моделей в окрестностях балансировочных точек. Балансировочные точки рассчитывались для различных соче-

таний скорости и высоты полета. Все остальные параметры, такие как углы установки руля высоты, тяги двигателя, его угол поворота, угол тангажа, атаки и т.д., рассчитывались из условия баланса сил и моментов, действующих на экраноплан. Для расчета параметров балансировки был разработан специальный алгоритм и программа. В предположении малых отклонений (вариаций) параметров вычислены соответствующие линейные математические модели экраноплана. Для 16 значений высоты и 16 значений скорости с помощью программы Matlab получено 256 многомерных моделей в пространстве состояний. Каждая из этих моделей представлена в виде структур в формате Matlab. Вид матрицы полученных моделей приведен на рисунке 4. Каждая из структур содержит кроме числовых матриц имена входных и выходных переменных и дополнительную информацию. Каждая структура может быть преобразована в любой другой вид моделей, например, в матрицу передаточных функций.

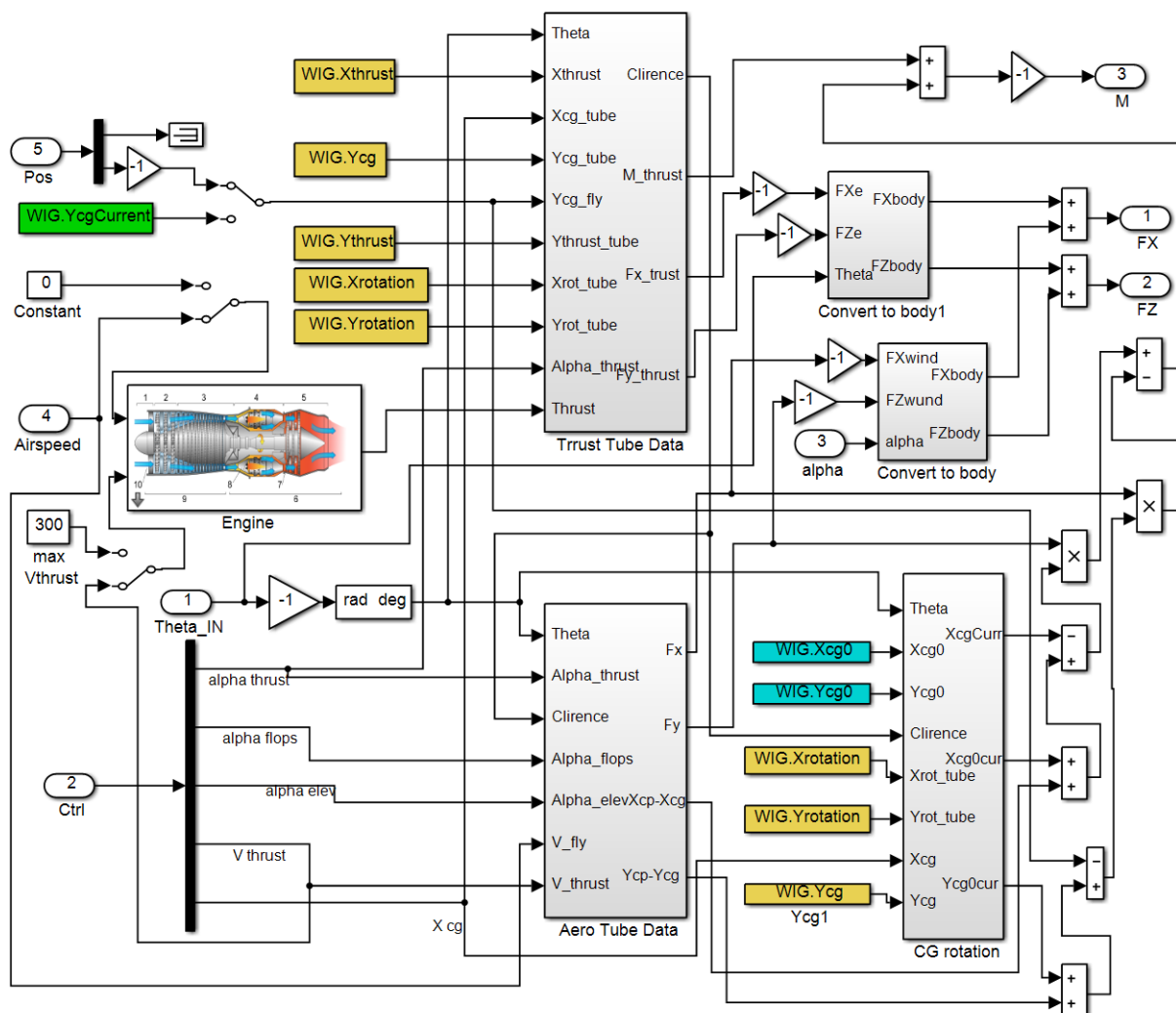


Рис. 3 Модель аэродинамических и реактивных сил и моментов

В таблице 1 приведены выборочные данные балансируемых значений угла тангажа, тяги двигателя, его угла установки, угла отклонения закрылков и угла поворота руля высоты для семи выбранных структур, соответствующих установившемуся полету экраноплана на высоте 5 м, 8,33 м и 10 м, при различных скоростях полета.

Балансирующие значения параметров движения экраноплана и углы отклонения управляющих поверхностей соответствуют установившемуся полету, т.е. полету с нулевой суммой сил и моментов относительно всех трех осей. Система управления должна обеспечивать автоматическую балансировку экраноплана при изменении скорости и высоты полета в зоне экранного эффекта.

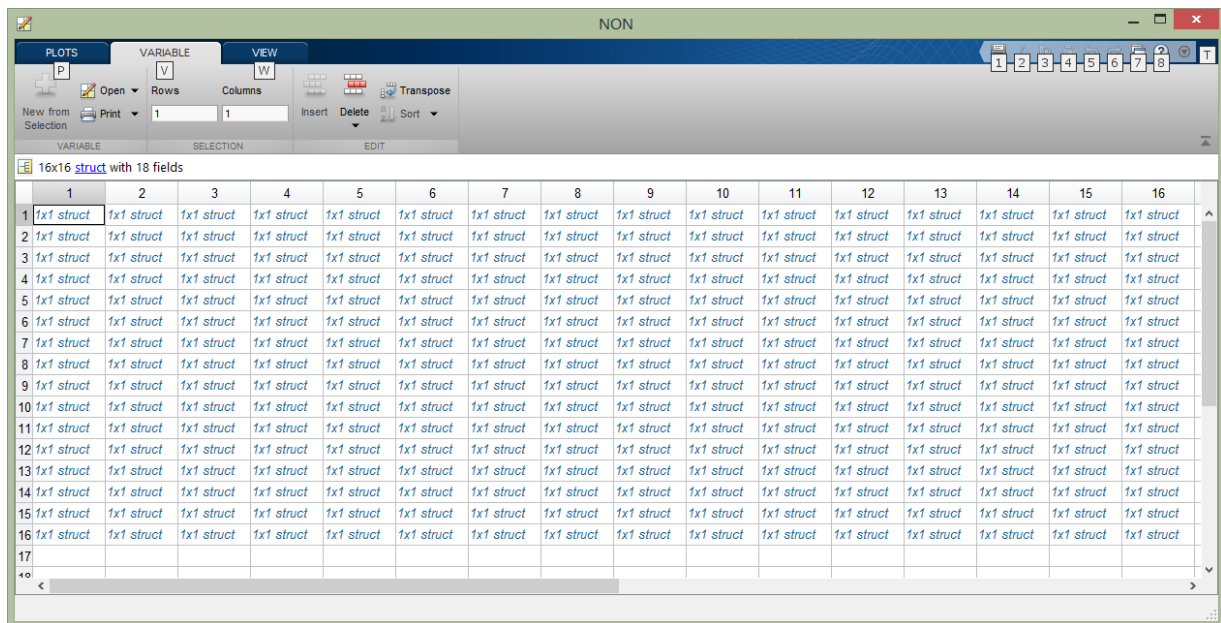


Рис. 4 Массив математических моделей экраноплана для разных высот и скоростей

Т а б л и ц а 1

Балансировочные значений угла тангажа для нескольких структур

№ струк- туры	H, m	V, m/sec	Theta, deg	A_thrust, deg	A_flaps, deg	A_elev, deg	V_thrust, m/sec
1	5,00	83,33	-0,012	-8,34	7,50	0,00	263,79
2	5,00	85,18	-0,002	-8,63	7,50	0,00	253,39
9	5,00	98,14	0,027	-7,39	1,50	0,00	247,27
164	8,33	88,88	-0,018	-5,36	7,50	0,00	304,64
165	8,33	90,741	-0,010	-5,52	7,50	0,00	297,16
163	8,33	87,03	-0,026	-5,29	7,50	0,00	310,51
256	10,00	111,11	0,013	-2,45	1,00	0,00	313,84

Передаточные функции для скорости $V=90.7$ м/с и высоты $H=6.3$ м при отклонении руля высоты имеют следующий вид:

- для угла тангажа

$$W(s) = \frac{-0.097 s^3 - 0.004195 s^2 - 0.04532 s - 0.001117}{s^5 + 0.05322 s^4 + 0.368 s^3 + 0.01438 s^2 - 2.036 s + 0.02306}$$

- для изменения высоты

$$W(s) = \frac{-0.006239 s^4 - 0.01666 s^3 + 0.8273 s^2 + 0.4513 s + 0.3623}{s^5 + 0.05322 s^4 + 0.368 s^3 + 0.01438 s^2 - 2.036 s + 0.02306}$$

Анализ массива многомерных моделей показал значительную зависимость динамических свойств экраноплана от вариаций скорости и высоты полета в зоне экранного эффекта. Для иллюстрации этой зависимости на рисунке 5 приведена диаграмма Найквиста, иллюстрирующая изменение динамических характеристик экраноплана при разгоне, торможении, при наборе высоты и снижении в зоне действия экранного эффекта.

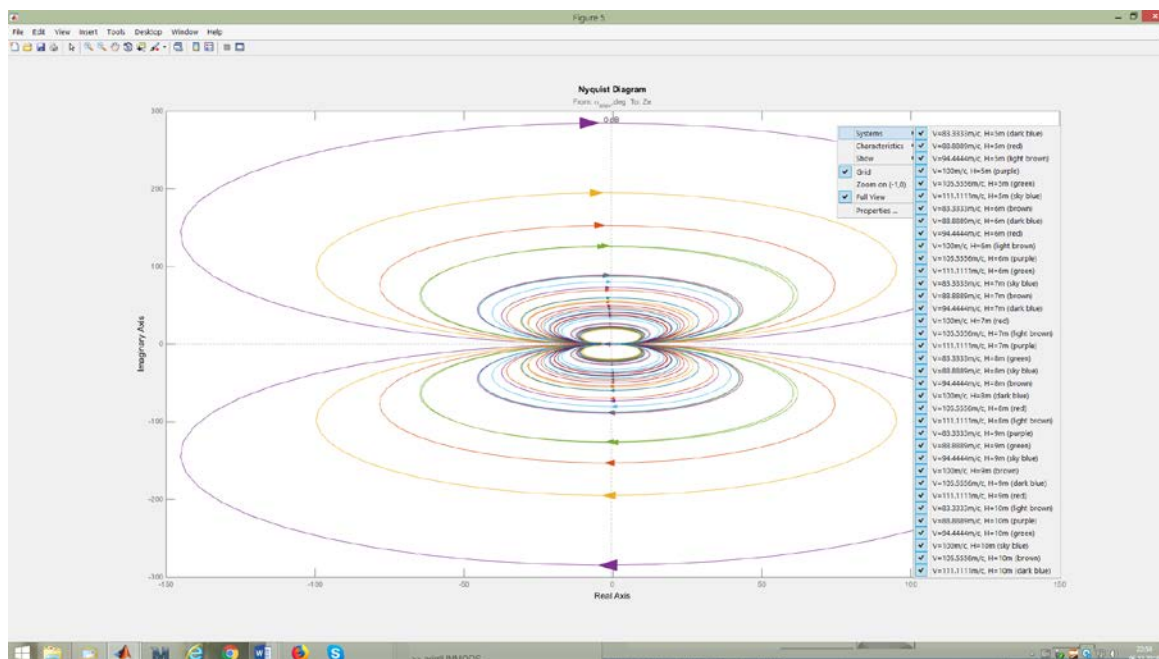


Рис. 5 Диаграмма Найквиста, иллюстрирующая изменение динамических характеристик экраноплана на разных режимах полета в зоне экранного эффекта

Требования и анализ свойств системы управления экранопланом. Система управления экранопланом должна обеспечивать устойчивость во всех режимах полета в зоне экрана, взлета с водной или твердой поверхности и посадки, а также подъема над экраном, если такой режим полета предусмотрен техническим заданием. Вопросы проектирования такой системы управления подробно рассматриваются в докладе. Наиболее простым направлением представляется проектирование робастного регулятора, удовлетворяющего минимальным требованиям гарантированной устойчивости во всех режимах полета, а наиболее эффективным и проектирование нелинейного регулятора, обеспечивающего качество регулирования близкое к оптимальному процессу для каждого режима полета. Предварительные исследования показали, что для экранопланов больших размеров, движущихся в условиях очень сильных переменных распределенных нагрузок, система управления должна парировать деформации корпуса, которые не только сокращают ресурс конструкции, но и синхронно с деформациями изменяют распределение сил по корпусу и, соответственно, динамические свойства объекта управления [8-10]. На первом этапе работы был синтезирован робастный регулятор продольного движения экраноплана. Динамические свойства системы управления иллюстрируются рисунками 6 и 7.

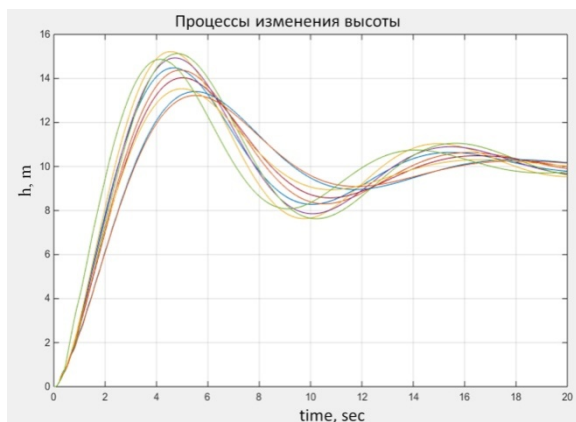


Рис. 6. Реакция экраноплана на команду увеличения высоты на 10 м в зоне экранного эффекта при разных начальных условиях.

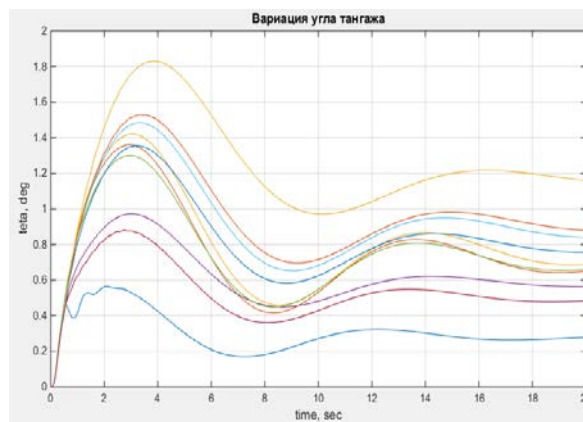


Рис. 7. Изменение угла тангажа при изменении высоты на 10 м

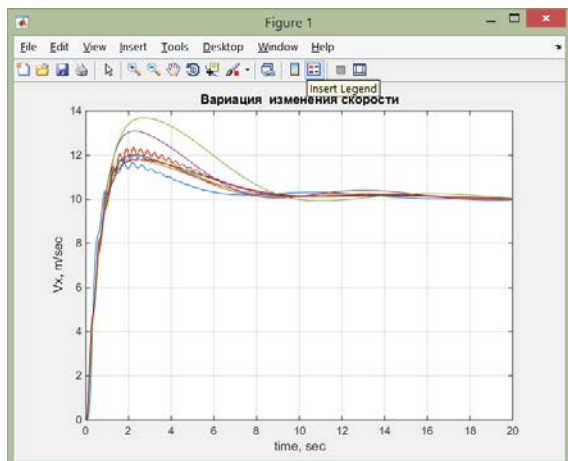


Рис. 8. Реакция экраноплана на команду увеличения скорости полета на 10 м/сек в зоне экранного эффекта при разных начальных условиях

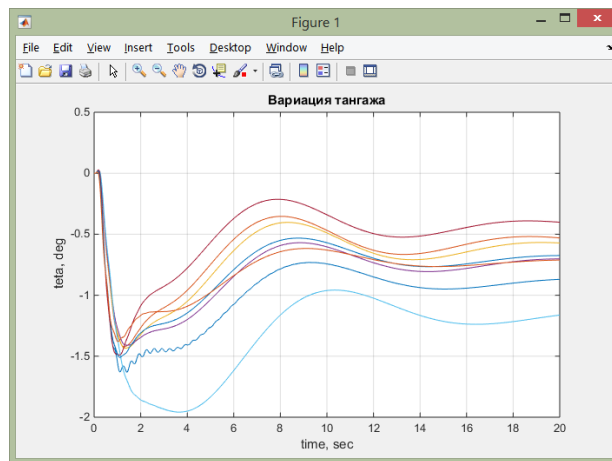


Рис. 9. Изменение угла тангажа при увеличении скорости полета на 10 м/сек

Закключение. С помощью специально разработанного программного пакета, использующего в своем составе программы CFD, Comsol Multiphysics и Matlab, получена нелинейная модель продольного движения экраноплана для всех режимов полета в зоне экранного эффекта. Синтезирована система управления, обеспечивающая автоматическую балансировку на всех значениях скорости и высоты в зоне действия экранного эффекта. Определена необходимость синтеза нелинейного алгоритма управления, обеспечивающего близкое к оптимальному качеству управления для всех режимов полета в зоне экранного эффекта. Необходимо исследовать влияние деформаций корпуса на свойства устойчивости и управляемости.

Благодарность. Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда по проекту №16-19-10381 и Российского фонда фундаментальных исследований по проекту №18-08-00234.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Nebylov A.V., Wilson P.A.** Ekranoplanes: Controlled Flight Close to the Sea. WIT-Press, UK, 2002, 250 p.
2. **Дюмидов В.Б.** Автоматическое управления полетом экраноплана. СПб, ЦНИИ «Электронприбор», 1996, 204 с.
3. **Nebylov A., Panferov A., Brodsky S.** Application of CFD to WIG-craft motion control system design EUCASS-2019 8th European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS-2019), 1-4 July 2019, Madrid, Spain.
4. **Nebylov A., Nebylov V., Panferov A.** The Concept of choice and Stabilization of the Flight Altitude of WIG-Craft over the Waved Sea. 21st IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Cranfield, UK, 2019.
5. **Небылов А.В., Небылов В.А., Панферов А.И.** Перспективные методы и средства совершенствования неводоизмещающих скоростных аппаратов. Конференция «Управление в морских и аэрокосмических системах» (УМАС-2016), ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», Санкт-Петербург, 2016.
6. **Alexander Nebylov, Alexander Panferov, Sergey Brodsky.** The WIG-craft Aerodynamic Model Parameters Calculation. 21st IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. 27-30 August, 2019, Cranfield, UK.
7. **Nebylov A, Nebylov V., Panferov A.** The Concept of choice and Stabilization of the Flight Altitude of WIG-Craft Over the Waved Sea. 21st IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. 27-30 August, 2019, Cranfield, UK
8. **A.V. Nebylov, A. I. Panferov, S. A. Brodsky, A. Yu. Knyazhsky.** Features of Design of the control system of WIG-in-Ground Effect vehicle. FAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles (IAV-2019), 3-5 July, Gdansk, Poland.
9. **Alexander V. Nebylov, Alexander I. Panferov, Sergey A. Brodsky.** Features of designing control systems of WIG-craft. 2019 IEEE international workshop on metrology for aerospace (MetroAeroSpace-2019), Torino, Italy, 19-21 June
10. **Nebylov A.V., Watson J., editors.** Aerospace Navigation Systems. John Wiley & Sons, UK, 2016, 371p.

A.V. Nebylov, A. I. Panferov, S. A. Brodsky (State University of aerospace instrumentation). **Features of synthesis of ekranoplan control systems**

The article deals with the theory of designing ekranoplan control systems, taking into account the features of their dynamic properties and operating conditions. Flying at low altitude over an uneven surface is accompanied by powerful periodic and pulse loads caused by the roughness of the underlying surface. In addition, with small changes in altitude, the control and stability of the ekranoplan significantly changes up to loss of stability. For the synthesis of the ekranoplan control system, a new method for calculating a nonlinear mathematical model of an ekranoplan based on the CFD Comsol Multiphysics and Matlab programs is proposed. The results of modeling are presented.

Н. Б. ФИЛИМОНОВ, А. А. СЕРГЕЕВ
(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,
Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова)

УПРАВЛЕНИЕ ПОСАДОЧНЫМ МАНЕВРОМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ДВИЖУЩУЮСЯ ПЛАТФОРМУ

Рассматривается постановка задачи управления терминальным посадочным маневром БПЛА самолетного типа на подвижную посадочную платформу. Предлагается решение методом обратных задач динамики с использованием принципов «гибких» кинематических траекторий и наведения в точку посадки. Разрабатывается алгоритм управления посадочным маневром БПЛА «Aerosonde» в среде MATLAB.

Введение. В настоящее время широкое применение во многих областях науки и техники находят беспилотные летательные аппараты (БПЛА) самолетного типа, как гражданского, так и военного назначения. Поскольку одним из самых ответственных этапов полета летательных аппаратов является посадка, то все большую актуальность приобретает задача автоматизации управления посадкой БПЛА на посадочную площадку в сложных метеорологических условиях.

К настоящему времени разработаны различные методы решения задачи управления посадкой БПЛА на стационарную неподвижную площадку. В частности, в работе авторов [1] дано решение данной задачи методом «гибких» кинематических траекторий [2, 3]. Однако, в ряде случаев для дозаправки и подзарядки БПЛА вместо стационарной неподвижной посадочной площадки целесообразно использовать динамическую подвижную посадочную платформу (ППП). В настоящей работе предложенный в [1] метод решения задачи управления посадкой БПЛА самолетного типа на неподвижную площадку, распространяется на случай автономной посадки на ППП, оборудованную на автотранспортном средстве.

Управление посадкой БПЛА на подвижную платформу. БПЛА рассматривается как нелинейный динамический объект управления с векторами состояния и управления вида:

$$\mathbf{x} = (x_g, y_g, z_g, \dot{x}_g, \dot{y}_g, \dot{z}_g, \theta, \varphi, \psi, p, q, r), \quad \mathbf{u} = (\delta_B, \delta_H, \delta_3, P),$$

где x_g, y_g, z_g и $\dot{x}_g, \dot{y}_g, \dot{z}_g$ – координаты относительно земли и проекции путевой скорости летательного аппарата относительно земли соответственно; θ, φ, ψ и p, q, r – углы тангажа, крена, рысканья и их угловые скорости соответственно; $\delta_B, \delta_H, \delta_3$ – углы отклонения рулей направления и крена (элеронов) соответственно; P – сила тяги двигателей.



Рис. 1

В качестве ППП рассматривается специальное устройство «улавливания» БПЛА, оборудованное на автотранспортном средстве, например, на крыше микроавтобуса (см. рис. 1), движущегося равномерно и прямолинейно, динамика которого описывается вектором состояния вида:

$$\mathbf{x}_{\text{пл}} = (x_{\text{пл}}, y_{\text{пл}}, z_{\text{пл}}, V_{\text{пл}}),$$

где $x_{\text{пл}}, y_{\text{пл}}, z_{\text{пл}}$ и $V_{\text{пл}}$ – соответственно координаты и скорость движения платформы.

Постановка задачи управления посадкой. Рассматриваемая задача заключается в синтезе программ отклонений рулей высоты, направления, крена и изменения тяги БПЛА:

$$\delta_B = \delta_B^*(t), \quad \delta_3 = \delta_3^*(t), \quad \delta_H = \delta_H^*(t), \quad P = P^*(t),$$

обеспечивающих перевод летательного аппарата из произвольно заданного начального состояния $\mathbf{x}_0$ в момент времени $t=t_0$ в конечное состояние $\mathbf{x}_f$ в терминальный момент времени $t=t_f$, с допустимым терминальным промахом в момент посадки на ППП:

$$|x_{g_f} - x_{пл_f}| \leq \varepsilon_x^*, |y_{g_f} - y_{пл_f}| \leq \varepsilon_y^*, |z_{g_f} - z_{пл_f}| \leq \varepsilon_z^*, |V_{g_f} - V_{пл_f}| \leq \varepsilon_V^*,$$

где x_{g_f} , y_{g_f} , z_{g_f} , V_{g_f} и $x_{пл_f}$, $y_{пл_f}$, $z_{пл_f}$, $V_{пл_f}$ – конечные значения координат, скорости движения аппарата и платформы соответственно; ε_x^* , ε_y^* , ε_z^* , ε_V^* – предельно допустимые значения терминального промаха по координатам и скорости движения аппарата.

Решение поставленной задачи управления посадкой БПЛА основано на принципах «гибких» кинематических траекторий и наведения в целевую точку.

Принцип «гибких» кинематических траекторий. В последние годы все большую популярность приобретает принцип «гибких» траекторий [3], заключающийся в отказе от привязки управляемого движения объекта к заранее запланированной номинальной траектории и предлагающий формирование траекторий движения к целевому состоянию, исходя из фактически сложившегося текущего состояния объекта. Согласно данному принципу, в контур управления БПЛА включается механизм планирования обновляемых (пересчитываемых) с заданной периодичностью программных траекторий движения, обеспечивающих выполнение терминальной цели управления из состояний, соответствующих моментам времени их обновления.

В задачах посадки БПЛА целесообразно использование принципа «гибких» кинематических траекторий [2, 3], т.е. гибкого планирования посадочных траекторий с пространственной синхронизацией управляемых движений аппарата. Здесь, процессы управления направлены на принуждение аппарата двигаться по пространственной, параметризованной кривой:

$$\mathbf{r}(\xi), \quad \xi = 0, \xi_f,$$

где в качестве параметра ξ может выступать одна из пространственных координат аппарата.

Принцип наведения в целевую точку. В связи с возможным отклонением транспортного средства от запланированного движения, производится расчет целевой точки встречи БПЛА с ППП на основе принципа наведения, реализующего метод «погони с упреждением». Согласно данному принципу, строится траектория посадочного маневра летательного аппарата, обеспечивающая его приведение в терминальный момент времени $t=t_f$ в заданную окрестность целевой точки встречи с платформой, определяемую допустимым терминальным промахом $(\varepsilon_x^*, \varepsilon_y^*, \varepsilon_z^*, \varepsilon_V^*)$. Уменьшение величины промаха достигается расчетом планируемой целевой точки встречи БПЛА и ППП в каждый момент времени обновления (пересчета) «гибкой» кинематической посадочной траектории аппарата.

Алгоритм управления посадкой. Для решения поставленной задачи управления посадкой БПЛА на ППП был разработан итерационный алгоритм и соответствующее программное обеспечение в среде MATLAB [4]. Укажем, лишь, ключевые операции данного алгоритма.

♦ Расчет «гибких» кинематических посадочных траекторий БПЛА для каждого момента времени их обновления $t = \tau$:

$$z^*(x) = (z_\tau - z_f) \exp(-\lambda_z x') (1 + a_{z_1} x' + a_{z_2} x'^2) (1 - x') + z_f,$$

$$y^*(x) = (y_\tau - y_f) \exp(-\lambda_y x') (1 + a_{y_1} x' + a_{y_2} x'^2) (1 - x') + y_f,$$

где x_τ , y_τ , z_τ и x_f , y_f , z_f – текущие и конечные значения координат посадочного маневра аппарата соответственно; $x' = (x - x_\tau) / (x_f - x_\tau)$; λ_y , λ_z – параметры определяющие кривизну посадочных траекторий; a_{z_1} , a_{z_2} , a_{y_1} , a_{y_2} – коэффициенты, определяемые текущим и конечным состояниями аппарата;

♦ Расчет «плавного» снижения скорости БПЛА V_{g_τ} в момент обновления посадочных траекторий $t = \tau$ до скорости стыковки с ППП $V_{пл}$:

$$V_g^*(x) = V_{g_\tau} + (V_{пл} - V_{g_\tau}) (x - x_\tau) / (x_f - x_\tau);$$

♦ Расчет времени окончания посадочного маневра БПЛА t_f на основе программных траекторий $z^*(x)$, $y^*(x)$ и программы $V_g^*(x)$ в момент времени их обновления $t = \tau$;

♦ Расчет планируемого конечного положения ППП $x_{плf}$ в момент времени $t = \tau$:

$$x_{плf} = x_{пл\tau} + V_{пл} t_f,$$

где $x_{пл\tau}$ – положение платформы в момент обновления посадочных траекторий;

♦ Анализ выполнения условий допустимого терминального промаха посадки БПЛА на ППП в момент времени $t = \tau$;

♦ Нахождение методом обратных задач динамики искомых управляющих программных воздействий БПЛА: δ_b^* , δ_z^* , δ_n^* , P^* .

Отметим, что синтезированные программные управляющие воздействия на БПЛА реализуют *программно-позиционную стратегию управления*, формирующую путем «размораживания» начальных условий управление по принципу обратной связи

Компьютерная апробация алгоритма посадки. Для апробации разработанного алгоритма рассматривалось компьютерное моделирование в среде MATLAB посадочного маневра на ППП маломерного БПЛА «Aerosonde» [5].

Анализ эффективности разработанного алгоритма проводился для посадочного маневра БПЛА на ППП при различных значениях начальных скоростей аппарата и начальных положений платформы в условиях отсутствия и наличия различных ветровых возмущений. В момент обновления посадочной траектории БПЛА задавалось случайное возмущение его состояния, а также состояния ППП. Результаты компьютерного моделирования показали высокую эффективность синтезированного алгоритма управления и выполнение всех необходимых требований и ограничений.

Заключение. Решена актуальная задача управления посадочным маневром БПЛА на движущуюся платформу. Разработан и апробирован в среде MATLAB алгоритм управления посадкой БПЛА «Aerosonde» на подвижную платформу, оборудованную на крыше микроавтобуса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Филимонов Н.Б., Сергеев А.А. Синтез алгоритма управления вертикальным посадочным маневром БПЛА методом гибких кинематических траекторий // Journal of Advanced Research in Technical Science. 2019. № 17-2. С. 150–156.
2. Теряев Е.Д., Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б., Петрин К.В. Концепция «гибких кинематических траекторий» в задачах терминального управления подвижными объектами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. №12. С. 7–15.
3. Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б. Методы «гибких» траекторий в задачах терминального управления вертикальными маневрами летательных аппаратов / Гл. 2 в монографии «Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники». М.: Машиностроение, 2015. С. 51–110.
4. Сергеев А.А., Филимонов Н.Б. Управление маневром беспилотного летательного аппарата при посадке на подвижную платформу методом «гибких» кинематических траекторий // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 9. С. 803–812.
5. Bateman F., Noura H., Ouladsine M. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Strategy for the Aerosonde UAV // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2011. Vol. 47. No. 3. P. 2119–2137.

N. B. Filimonov, A. A. Sergeev V.A. (Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Lomonosov Moscow State University). **Control of a Landing Maneuver of Unmanned Aerial Vehicle onto a Moving Platform**

Abstract. The formulation of the control problem for the terminal landing maneuver of an aircraft-type UAV onto a mobile landing platform is considered. A solution is proposed by the method of inverse problems of dynamics using the principles of "flexible" kinematic trajectories and pointing to the landing point. An algorithm for controlling the landing maneuver of the UAV "Aerosonde" in the MATLAB environment is developed.

В. В. ГЛАСОВ, Е. Ю. ЗЫБИН, В. В. КОСЬЯНЧУК
(ФГУП «ГосНИИАС», Москва)

НЕПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД СТАБИЛИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Описывается решение задачи вывода беспилотного летательного аппарата из сложного пространственного положения с последующей его стабилизацией. Задача решается на основе нового непараметрического метода управления состоянием динамических систем, не требующего априорной информации об их моделях и построенного только на основе измеряемых сигналов. Рассматривается численный пример стабилизации пространственного положения квадрокоптера.

Введение. Решение задачи вывода беспилотного летательного аппарата (БПЛА) из сложного пространственного положения с его последующей стабилизацией является актуальной по ряду причин. БПЛА, как динамический объект управления, является существенно нелинейным и неустойчивым. Количество датчиков в легких БПЛА имеет ограниченное количество, и многие возмущающие воздействия в полете приходится рассматривать как группу воздействий с неопределенными параметрами. Во время полета возможны потери сигналов управления от оператора или неправильное восприятие им положения БПЛА, что может привести к динамично развивающимся негативным процессам вплоть до полной потери управления и падения БПЛА.

Для решения задач управления БПЛА в условиях наличия неопределенностей наиболее широко используются следующие методы и подходы, либо их различное сочетание: пропорционально-интегрирующий-дифференцирующий и линейно-квадратичный регуляторы, адаптивные, оптимальные, робастные и скользящие регуляторы, L_1 -и H_∞ -методы, методы обратного шага, линеаризации обратной связи и нечеткой логика, нейросетевые методы и т.п. [1–12].

В настоящей работе описывается новый непараметрический метод стабилизации пространственного положения БПЛА, который не требует длительного обучения и настройки и основан только на использовании информации об его измеряемых сигналах управления и состояния [13–18]. Данный метод относится к классу интеллектуальных имитационного типа и позволяет решить задачу в условиях полной параметрической неопределенности.

Метод стабилизации пространственного положения БПЛА. Пусть модель динамики полета БПЛА в пространстве состояний имеет дискретный вид:

$$x_{i+1} = Ax_i + Bu_i, \quad (1)$$

где A, B – матрицы собственной динамики и эффективности управления; x, u – векторы состояния и управления; i – дискретное время.

Предположим, что наблюдение за БПЛА ведется на протяжении некоторого времени. Тогда модель (1) можно записать в следующем виде

$$\begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} X_{i-1} & x_i \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} U_{i-1} & u_i \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $X_i = [x_{i-h+1} \ x_{i-h+2} \ \dots \ x_i]$, $X_{i-1} = [x_{i-h} \ x_{i-h+1} \ \dots \ x_{i-1}]$, $U_{i-1} = [u_{i-h} \ u_{i-h+1} \ \dots \ u_{i-1}]$, h – количество наблюдений.

Преобразуем (2) к линейному блочно-матричному уравнению

$$[I - A] \begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \\ X_{i-1} & x_i \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} U_{i-1} & u_i \end{bmatrix},$$

достаточное условие разрешимости которого имеет вид [19]

$$\begin{bmatrix} U_{i-1} & u_i \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \\ X_{i-1} & x_i \end{bmatrix}}^R = \begin{bmatrix} U_{i-1} & u_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_{i-1} \\ r_i \end{bmatrix} = 0 \quad (3)$$

где правый делитель нуля удовлетворяет выражению

$$\begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \\ X_{i-1} & x_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \\ X_{i-1} & x_i \end{bmatrix}^R = \begin{bmatrix} X_i & x_{i+1} \\ X_{i-1} & x_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_{i-1} \\ r_i \end{bmatrix} = 0. \quad (4)$$

Раскроем матричное произведение в выражении (3)

$$u_i r_i = -U_{i-1} R_{i-1}, \quad (5)$$

тогда из (5) при тождественном выполнении условия разрешимости

$$U_{i-1} R_{i-1} r_i^R = 0, \quad (6)$$

где $r_i^R = 0$, можно по формуле

$$u_i = -U_{i-1} R_{i-1} r_i^+, \quad (7)$$

где r_i^+ – псевдообратный вектор, в единственном виде определить требуемое в текущий момент времени управление для достижения желаемого на следующем шаге состояния x_{i+1} . Формула (7) составляет основу для синтеза законов стабилизации пространственного положения БПЛА в условиях полной параметрической неопределенности при задании желаемого значения $x_{i+1}^{\text{зад}}$ в выражении (4).

Стабилизация пространственного положения квадрокоптера. Проверка работоспособности разработанного метода осуществлялась на примере решения задачи вывода наиболее распространенной модели БПЛА типа квадрокоптера, построенного по стандартной схеме «X», из сложного пространственного положения и стабилизации его вектора состояния на режим висения [20]. Данный режим предполагает следующие желаемые значения вектора состояния $x_{i+1}^{\text{зад}}$: линейные и угловые скорости, углы крена и тангажа равны нулю, угол рысканья – постоянный текущий или равен нулю, координаты – постоянные текущие, высота – заданная или постоянная текущая. Предполагается, что информация о параметрах модели БПЛА полностью отсутствует, и имеется лишь информация, получаемая с выхода вычислителя системы управления и встроенных датчиков параметров полета: гироскопа, блока акселерометров, сонара или GPS-трекера. Схема моделирования показана на рисунке 1.

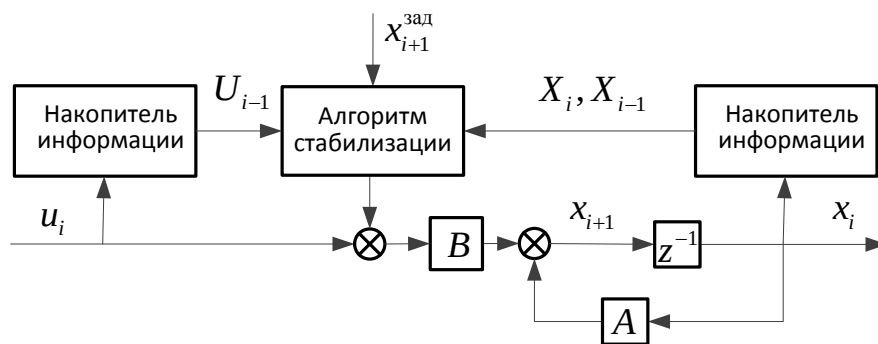


Рис. 1. Схема моделирования полета БПЛА

Для формирования матриц управлений и состояний на интервале наблюдения h используются накопители информации. В блоке синтеза алгоритма стабилизации реализованы формулы (4) и (7), где расчет искомого управления осуществляется с учетом заданного вектора состояния. Результаты численного моделирования показали высокую скорость сходимости процессов стабилизации, сопоставимую с традиционными стабилизирующими регуляторами низкого порядка. При этом время настройки алгоритма стабилизации не превышает 0,1 с при $h=9$ и частоте измерений 0,01 с.

Заключение. В результате проведенных исследований разработан новый непараметрический метод стабилизации пространственного положения БПЛА, который не требует длительного обучения и настройки и основан только на использовании доступной информации об измеряемых сигналах. Основным достоинством данного метода является его независимость от параметров модели БПЛА, что гарантирует его работу при отсутствии априорной информации, не требует решения задач идентификации параметров модели БПЛА и прогнозирования его динамики.

Практическая реализация предлагаемого подхода позволит избежать повреждения и утраты БПЛА за счет автоматического включения режима стабилизации при потере сигнала управления в силу различных факторов, либо путем активации данного режима оператором, как в штатном режиме работы, так и при возникновении различных критических ситуаций: шквалистый ветер, потеря связи, мелкие повреждения корпуса или несущих винтов.

Дальнейшая работа по данной тематике предполагает развитие подхода применительно к задаче автоматической компенсации незначительных повреждений квадрокоптера путем изменения алгоритма подачи тяги на несущие винты с целью его возврата в заданную точку пространства. Динамическое обновление заданного вектора состояния позволит решить задачу высокоточной посадки БПЛА на подвижную платформу.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 20-58-53059, 19-29-06091, 18-08-00463

ЛИТЕРАТУРА

1. **Zulu A., John S.** A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors // Open Journal of Applied Sciences, 2014, 4, 547–556.
2. **Mo H., Farid G.** Nonlinear and adaptive intelligent control techniques for quadrotor UAV – a survey // Asian Journal of Control. 2019. Vol. 21. № 2. P. 989-1008.
3. **Ebeid E. et al.** A survey of open-source UAV flight controllers and flight simulators // Microprocessors and Microsystems. 2018. Vol. 61. P. 11-20.
4. **Li L., Sun L., Jin J.** Survey of advances in control algorithms of quadrotor unmanned aerial vehicle // 2015 IEEE 16th International Conference on Communication Technology (ICCT). IEEE, 2015. P. 107-111.
5. **Chao H.Y., Cao Y.C., Chen Y.Q.** Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey // International Journal of Control, Automation and Systems. 2010. Vol. 8. № 1. P. 36-44.
6. **Chen H., Wang X., Li Y.** A survey of autonomous control for UAV // 2009 International Conference on Artificial Intelligence and Computational Intelligence. IEEE, 2009. Vol. 2. P. 267-271.
7. **Liu Z. et al.** Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review // Chinese Journal of Aeronautics. 2017. Vol. 30. № 1. P. 135-148.
8. **Tanveer M. H. et al.** Stabilized controller design for attitude and altitude controlling of quad-rotor under disturbance and noisy conditions // American Journal of Applied Sciences. 2013. Vol. 10. № 8. P. 819.
9. **Ali Z. A. et al.** Attitude and altitude control of trirotor UAV by using adaptive hybrid controller // Journal of Control Science and Engineering. 2016. Vol. 2016.
10. **Tanveer M. H. et al.** NMPC-PID based control structure design for avoiding uncertainties in attitude and altitude tracking control of quad-rotor (UAV) // 2014 IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing and its Applications. IEEE, 2014. Vol. 117-122.
11. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В.** Синтез системы управления многосвязного объекта на основе технологии вложения // Автоматика и телемеханика. 2002. № 8. С. 22-36.
12. **Зыбин Е.Ю., Рябенко В.Н., Зубов Н.Е., Микрин Е.А.** О неединственности решения задачи терминального управления // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 10 (22). С. 25.
13. **Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В., Карпенко С.С.** О некоторых непараметрических методах теории управления динамическими объектами // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2018. № 6. С. 288-298.
14. **Гласов В.В., Бондаренко Ю.В., Зыбин Е.Ю.** Управление летательным аппаратом в условиях параметрической неопределенности // Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. 2019. № 3 (43). С. 41-52.
15. **Гласов В.В., Зыбин Е.Ю., Косьянчук В.В.** Управление летательным аппаратом в условиях полной неопределенности // Моделирование авиационных систем. Сборник тезисов докладов. 2018. С. 109-110.
16. **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, с. 126–127.
17. **Glasov V.V., Zybin E.Yu., Kosyanchuk V.V.** Nonparametric method for aircraft flight control // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 476. P. 012011.
18. **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 неопреде-

ленности // XIII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2019. Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. С. 724-729.

19. **Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н.** О минимальной параметризации решений линейных матричных уравнений // Вестник ИГЭУ. 2004. № 6. С. 127–131.
20. **Ponds, P., Mahony, R., Corke, P.** Modelling and control of a large quadrotor robot. Control Engineering Practice. 2010.

V. V. Glasov, E. Yu. Zybin, V. V. Kosyanchuk (GosNIIAS, Russia). Nonparametric method for an unmanned aerial vehicle attitude stabilization

Abstract. The solution to the problem of an unmanned aerial vehicle upset recovery with its subsequent stabilization is described. The problem solution is based on a new nonparametric method for controlling the state of dynamic systems, which does not require a priori information about their models and uses measured signals only. A numerical example on unmanned aerial vehicle attitude stabilization is considered.

М. В. МАМЧЕНКО

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

АНАЛИЗ КИБЕРБЕЗОПАСНОСТИ БЕСПРОВОДНОГО КАНАЛА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПОТРЕБИТЕЛЬСКОГО СЕГМЕНТА

В работе рассматриваются четыре основных сценариев совершения злоумышленником кибератак на беспроводной канал управления беспилотным летательным аппаратом потребительского сегмента. По результатам сценарного анализа предлагается стратегия обеспечения максимальной кибернетической безопасности и защиты беспроводного канала управления дроном.

Введение. В условиях повсеместного применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) особое внимание уделяется вопросам обеспечения общей кибернетической безопасности, а также защиты их подсистем, в том числе систем и каналов управления.

Предлагаемый доклад посвящен анализу и оценке защищенности беспроводного канала управления БПЛА потребительского уровня, а также выработке рекомендаций по повышению их кибернетической защищенности.

Краткое описание системы связи БПЛА потребительского сегмента. В настоящее время канал управления БПЛА потребительского сегмента в основном реализуется на базе технологии беспроводной точки доступа (БТД) Wi-Fi. Типовой БПЛА потребительского уровня управляется оператором с помощью фирменного приложения на смартфоне под управлением операционной системы iOS или Android. БПЛА задействует БТД Wi-Fi на базе стандарта 802.11n/ac на частоте 2,4/5 ГГц, при этом канал управления может быть как незашифрованным, так и с использованием алгоритмов шифрования WPA2-PSK TKIP/AES (старый алгоритм шифрования WEP и новейший WPA3 широко не используются). БТД БПЛА позволяет подключаться к ней только одному клиенту – смартфону оператора.

БТД БПЛА обычно не поддерживает режим соединения по стандарту 802.11w-2009 (с защитой от повторных внедрений фреймов деаутентификации/аутентификации). Также чаще не реализованы подключение к БТД БПЛА по стандарту Wi-Fi Protected Setup, технология сокрытия широковещательного объявления названия беспроводной сети SSID Cloacking и фильтрация подключаемых устройств по физическому MAC-адресу.

Вводимые допущения и ограничения. До рассмотрения сценариев совершения кибератаки на беспроводной канал управления БПЛА введем следующие ограничения и допущения:

1. Оператор управляет БПЛА с помощью смартфона, максимальное время полета дрона составляет 30 минут. Оператор может использовать режим шифрования WPA2-PSK TKIP/AES или не использовать шифрование вообще.

2. Злоумышленник находится в радиусе действия БТД БПЛА, имеет при себе персональный компьютер под управлением операционной системы Kali Linux, два совместимых внешних Wi-Fi адаптера, а также смартфон на базе операционной системы Android с предустановленным приложением для управления БПЛА и доступом в сеть Интернет. Злоумышленник начинает действовать сразу же после начала использования БПЛА оператором. Физическое воздействие злоумышленника на БПЛА (например, намеренное физическое повреждение или принудительный сброс пароля БТД с помощью физических клавиш управления) исключено.

3. Простым паролем БТД БПЛА будем считать такой пароль, на подбор которого с помощью атаки по словарю уйдет менее 30 минут. Сложным будем считать пароль, на подбор которого с помощью атаки по словарю уйдет более 30 минут, либо который в принципе невозможно вскрыть с помощью подбора по словарю.

4. Учитывая наличие в настоящее время патчей (исправлений) практически для устройств, предотвращающих возможность принудительного сброса ключа WPA2 на нулевое значение (атака KRACK [1-2]), данный вид атаки рассматривать не будем.

5. Основной целью злоумышленника является перехват управления БПЛА с одновременным недопущением восстановления контроля над БПЛА со стороны оператора. Однако в случае невоз-

возможности перехвата управления злоумышленник может сменить свою цель на перевод системы управления и связи БПЛА в состояние отказа в обслуживании (атака типа Denial of Service).

Сценарии действий нарушителя, совершающего кибератаку на канал связи БПЛА. Целесообразно рассмотреть следующие сценарии совершения кибератак на канал управления БПЛА:

1. Оператор не установил режим шифрования на БТД БПЛА ("открытая" точка доступа).
2. Оператор установил режим шифрования с простым паролем.
3. Оператор установил режим шифрования со сложным паролем.
4. Оператор установил режим шифрования с произвольным паролем, цель злоумышленника заключается в переводе системы управления и связи БПЛА в состояние отказа в обслуживании.

В сценариях №№ 1-3 злоумышленнику необходимо совершить ряд одинаковых первоначальных действий: перевести первый Wi-Fi адаптер в режим мониторинга (например, с помощью программы iwconfig), получить базовый служебный идентификатор BSSID атакуемой сети, выяснить MAC-адрес устройства БПЛА, используемый в сети тип шифрования и номер беспроводного канала [3]. Эти предварительные действия осуществляются по умолчанию перед основными действиями в рамках сценариев №№ 1-3.

Действия нарушителя в рамках сценария № 1 ("открытая" точка доступа). Злоумышленник осуществляет непрерывную атаку деаутентификации ("deauth attack"; отправка пакетов для разъединения одному или более клиентам, которые в данный момент подключены к точке доступа) для удаления устройства оператора из сети, а затем сразу же подключается к БТД БПЛА со своего смартфона. При успешном подключении, запустив приложение, злоумышленник получает доступ к управлению БПЛА, а оператор уже не может подключиться к БТД. В случае неудачи злоумышленник может поменять свой MAC-адрес на адрес устройства оператора и повторяет заново все действия [4].

Действия нарушителя в рамках сценария № 2 (слабый пароль). Целью злоумышленника является перехват так называемых "рукопожатий" (handshake) – пакетов данных, которыми БТД и клиент обмениваются в ходе подключения. Для этого нарушитель осуществит атаку деаутентификации и будет ждать, пока оператор не подключится к БТД БПЛА заново. При повторном подключении оператора злоумышленник перехватывает "рукопожатия", сохраняет их в отдельный файл, обрабатывает их (т.н. "очистка рукопожатий"), затем осуществляет атаку по словарю, получая в результате значение пароля [5]. После этого нарушитель повторяет все действия, указанные в сценарии №1, при этом при подключении к БТД БПЛА используется вскрытый из файла "рукопожатий" пароль.

Действия нарушителя в рамках сценария № 3 (сильный пароль). Предположим, что вскрытие пароля из перехваченного "рукопожатия" с помощью атаки по словарю не удалась. В связи с этим злоумышленник осуществляет атаку "Злой двойник": начинает глушить целевую БТД (с первого беспроводного адаптера) и одновременно создает ложную БТД с таким же названием и типом шифрования (со второго беспроводного адаптера). Оператор может предположить, что в ходе эксплуатации БПЛА связь с ним непреднамеренно нарушилась, и попытается переподключиться к БТД БПЛА. На самом деле он будет подключаться к ложной беспроводной сети, вводя пароль от реальной БТД БПЛА. Программное обеспечение автоматически попытается войти в реальную беспроводную сеть, используя перехваченный у оператора пароль. В случае успеха глушение целевой БТД и функционирование ложной прекращаются. Злоумышленник повторяет действия сценария № 1 (если оператор не подключен к реальной БТД, атака деаутентификации не осуществляется) и получает доступ к управлению БПЛА [6].

Данный сценарий атаки является самым сложным из всех для злоумышленника. Существует вероятность, что злоумышленник не успеет совершить все вышеуказанные действия за время полета БПЛА, или оператор не поддастся на используемые против него методы социальной инженерии и не станет переподключаться к БТД.

Действия нарушителя в рамках сценария № 4 (получение кратковременного физического доступа к БПЛА). Злоумышленник, получив кратковременный физический доступ к БПЛА, осуществляет сброс пароля БТД (при необходимости задает новый пароль или оставляет режим без шифрования), подключается к БТД дрона со своего смартфона и получает контроль над БПЛА.

Действия нарушителя при совершении DOS-атаки. В некоторых случаях задачей злоумышленника может стать умышленный вызов отказа БТД БПЛА в обслуживании, приводящий к срыву выполнения полетных заданий БПЛА. При этом злоумышленнику не нужно знать пароль от БТД БПЛА, достаточно последовательно осуществлять массированную деаутентификацию устройств и ложную аутентификацию большого количества клиентов (authentication flood) до тех пор, пока не произойдет отказ БТД БПЛА в обслуживании. Подобные действия злоумышленника представляют собой классическую DOS-атаку (Distributed Denial of Service) [7].

Стратегия защиты. На основании сценарного анализа предлагаем следующую стратегию защиты:

1. Учитывая минимальную и максимальную длину пароля БТД в 8-63 символов, для обеспечения максимальной устойчивости к взлому пароль должен состоять из 16 и более символов, включающих строчных и заглавные буквы английского алфавита, цифры и специальные знаки (~ ! @ # \$ % & *).
2. При задействовании БПЛА оператору рекомендуется дополнительно разворачивать автоматизированное рабочее место на базе операционной системы Linux и установленным программным обеспечением типа Waidps, способным отслеживать создание сетей-дублеров с одинаковыми BSSID и массовую отправку на защищаемую БТД извне пакетов диссоциации/деаутентификации/ аутентификации и оперативно уведомлять об этом оператора дрона [8].

Заключение. В работе были рассмотрены основные сценарии действия злоумышленника, имеющего цель перехватить управления беспилотным летательным аппаратом или вывести его из строя. По результатам проведенного анализа была предложена стратегия действий, обеспечивающая максимально возможную защиту (исходя из технических характеристик дрона), предполагающая не только пассивную защиту в виде задания сложного для взлома пароля беспроводной точки доступа БПЛА, но и активные действия в виде системы мониторинга внедрения пакетов деаутентификации/диссоциации и/или создания сетей дубликатов.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 19-08-00331.

ЛИТЕРАТУРА

1. Here's every patch for KRACK Wi-Fi vulnerability available right now [Электронный ресурс] // Электронный журнал ZDNet. 2017. 15 октября. URL: <https://www.zdnet.com/article/here-is-every-patch-for-krack-wi-fi-attack-available-right-now/> (дата обращения: 11.08.2020).
2. Vanhoef M., Piessens F. Key Reinstallation Attacks: Forcing Nonce Reuse in WPA2. *CCS '17: Proceedings of the 2017 ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security*. 2017. P. 1313-1328.
3. Гырдымова Д.А., Зверев Д.И., Кротова Е.В. Применение протоколов шифрования в Wi-Fi сетях. *Международный научно-исследовательский журнал*. 2015. Vol. 5-2. № 36. P. 70-71.
4. Баранова Е.А., Зарешин С.В. Анализ защищенности беспроводных клиентов. *Современные информационные технологии и ИТ-образование*. 2018. Vol. 14. No. 4. P. 938-946.
5. Ghanem M.C., Ratnayake D.N. Enhancing WPA2-PSK four-way handshaking after re-authentication to deal with de-authentication followed by brute-force attack a novel re-authentication protocol. *2016 International Conference On Cyber Situational Awareness, Data Analytics And Assessment (CyberSA)*. 2016. P. 1-7.
6. Krisztián J. et al. WiFi vulnerability caused by SSID forgery in the IEEE 802.11 protocol. *IEEE 17th World Symposium on Applied Machine Intelligence and Informatics (SAMI 2019)*. 2019. P. 333-338.
7. Authentication Request Flooding Attack [Электронный ресурс] // Сайт социальной журналистики Medium. 2018. 10 января. URL: <https://medium.com/infosec-adventures/authentication-request-flooding-2cade5f60283> (дата обращения: 11.08.2020).
8. Wi-Fi is over: вычисляем нарушителей беспроводного эфира [Электронный ресурс] // Веб-сайт Хабр. 2017. 17 октября. URL: <https://habr.com/ru/post/339270/> (дата обращения: 11.08.2020).

M.V. Mamchenko (Institute of Control Sciences of RAS), Moscow). **Cybersecurity analysis of the wireless channel of a consumer segment unmanned aerial vehicle**

The study examines five main scenarios for cyberattacks against the wireless channel of a consumer segment drone. Based on the results of scenario analysis, a strategy to ensure maximum cybersecurity and protect the wireless drone control channel has been proposed.

ХУ СЯО ЯН
(Шеньянский политехнический университет, Шеньян (КНР))

В.В. ПЕРЛЮК
(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения)

ЗАДАЧА ФОРМИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ МАРШРУТНОЙ ТРАЕКТОРИИ ДЛЯ ДРОНА САМОЛЕТНОГО ТИПА

В работе проведен анализ типовых маршрутных траекторий дронов самолетного типа. Выявлено, что вне зависимости от вида выполняемых задач они состоят из определенных участков, которые могут быть описаны в пространственно-временных параметрах. Произведена формализация задачи формирования оптимальной маршрутной траектории в виде комбинаторной оптимизации с несколькими ограничениями. В среде MatLab были разработаны и протестированы программы формирования данных для навигационной проводки дронов, использующие генетический алгоритм при множественных ограничениях, удовлетворяющих требуемой точности позиционирования объекта. Проведено моделирование процесса определения текущих координат и составляющих путевой скорости дрона.

Введение. При использовании дрона самолетного типа с заранее известной маршрутной траекторией, встает задача планирования этой траектории, с последующим занесением ее в бортовой компьютер. Предполетное планирование маршрутной траектории является одной из ключевых технологий повышения эффективности применения дронов за счет увеличения степени их автономности при выполнении полетных заданий.

Можно показать, что вне зависимости от вида выполняемых дронами миссий такие траектории состоят из определенных участков, которые описываются в пространственно-временных параметрах. Все типовые траектории можно рассматривать как замкнутые криволинейные контура, описываемые в трехмерном пространстве. С математической точки зрения планирование маршрутной траектории можно отнести к задаче оптимизации, предполагающей нахождение непрерывной линии в пространстве между начальной и конечной точками маршрута с учетом таких факторов, как расход топлива, маневренные характеристики дрона, заданное время прибытия в базовые точки маршрута, ограничения на зону пролета и внешние препятствия.

Предлагаемый доклад посвящен рассмотрению проблемы формирования оптимальной маршрутной траектории для дрона в терминах математической задачи комбинаторной оптимизации с множественными ограничениями. При этом необходимо учитывать ошибки позиционирования, возникающие в полете из-за воздействия разнообразных внешних факторов.

1. Математическое описание маршрутных траекторий полета дронов. Для обеспечения поставленной задачи формирования маршрутных траекторий следует исходить из того, что, все типовые траектории можно рассматривать как замкнутые криволинейные контура, описываемые в трехмерном пространстве [1]. При этом отдельные этапы полета могут быть представлены в общем случае двумя проекциями в виде отрезков кривых второго порядка (рисунок 1, а). При этом в качестве системы координат примем для горизонтальной плоскости географическую широту (Y) и географическую долготу (X), а в вертикальной плоскости – географическую широту (Y) и высоту относительно уровня моря (H). Каждая точка на контуре представляет собой решение пространственно-временной задачи и однозначно определяет географические координаты и высоту расположения центра масс летательного аппарата, рассматриваемого в виде материальной точки.

Математически, к кривым второго порядка относятся параболы, гиперболы, эллипсы, окружности, то есть все линии, уравнения которых содержат степени не выше второй. Кривая второго порядка не имеет точек перегиба. Прямые линии являются всего лишь частным случаем кривых второго порядка. Условие отсутствия точек перегиба в выбранном криволинейном контуре должно обеспечивать описание полета летательного аппарата как материальной точки с плавно изменяющимся ускорением вдоль оси путевой скорости [2]. Аналогичные требования предъявляются и к участкам сопряжения между собой криволинейных отрезков, описывающих

отдельные этапы полета. Иными словами, ставится задача обеспечения изменения ускорения вдоль оси путевой скорости как монотонно изменяющейся функции. Криволинейный контур состоит из определенных участков, некоторые из которых являются криволинейными в горизонтальной плоскости (Y – географическая широта, X – географическая долгота) и прямолинейными в вертикальной (H – высота, Y – географическая широта). Будем считать их участками поворота. Остальные участки являются прямолинейными в обеих плоскостях). Будем считать их участками горизонтального полета, набора высоты или снижения в зависимости от соотношения высот начала и конца участка.

Учитывая, что в общем случае координаты в горизонтальной плоскости могут не совпадать с географической системой координат, введем в рассмотрение угол карты $\varphi_{кр}$, определяющий направление на север. Так как при формировании навигационной проводки траектории курсовой $\varphi_{ку}$ и путевой φ_n углы совпадают, то угол карты $\varphi_{кр}$ можно принять равным нулю. В случае, если φ_{0i} и φ_{ki} различны на i -м участке частной ортодромии, то этот участок относится к участку поворота частной ортодромии. Аналитически удобнее всего описывать его дугой окружности (рис.1).

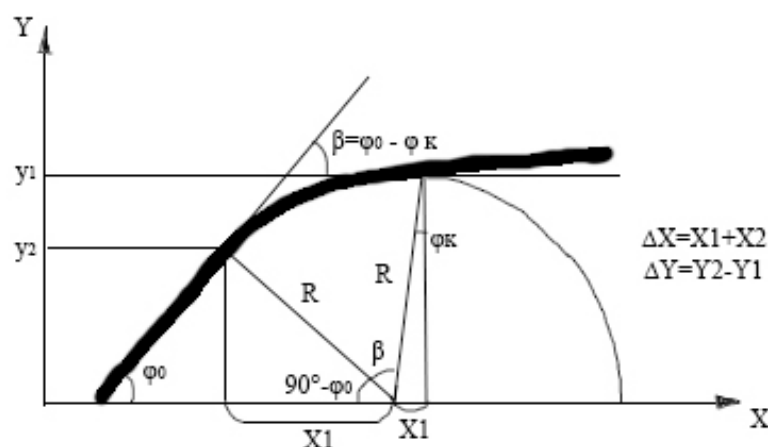


Рис.1. Аналитическое описание участка поворота траектории дугой окружности

Принимая во внимание, что для моделируемого дрона поворот осуществляется на постоянной высоте и с постоянной скоростью, этот участок удобнее всего аналитически описать дугой окружности, радиус которой можно определить по формуле (1):

$$R_i = Vcc_i / W_i, \quad (1)$$

где: $W_i = \frac{|\Delta\varphi_{ку_i}|}{\Delta t_i}$ – угловая скорость дрона на i -м участке; $\Delta\varphi_{ку_i} = \varphi_{ку_{к_i}} - \varphi_{ку_{о_i}}$ – величина изменения курсового угла на i -м участке.

2.Алгоритм формирования оптимальной маршрутной траектории.

Рассматриваемая в докладе задача может быть отнесена к классу задач комбинаторной оптимизации с несколькими ограничениями. Таким образом, в качестве критерия оптимизации можно принять минимизацию совокупной длины траектории как целевой функции F_1

$$F_1 = \min(\sum_{i=1}^m (\eta_i + \lambda_i + h_i)) \quad (2)$$

где m – общее количество элементарных участков траектории полета;

η_i – расстояние, пролетаемое дроном для i -го элементарного участка траектории;

λ_i – расстояние, пролетаемое дроном на i -м элементарном участке траектории при коррекции в вертикальной плоскости;

h_i – расстояние, пролетаемое дроном на i -м элементарном участке траектории при коррекции в горизонтальной плоскости.

И числа точек коррекции траектории как целевой функции F_2 :

$$F_2 = \min(\sum_{i=1}^m (a_i + b_i)) \quad (3)$$

где a_i – число точек коррекции в вертикальной плоскости на i -м элементарном участке траектории, b_i – число точек коррекции в горизонтальной плоскости на i -м элементарном участке траектории.

У авторов имеется богатый опыт совместных работ с предприятиями выпускающими дроны и комплектующие к ним для решения гражданских задач (компания “Инновационные комплексные систем (Россия) и SWIWIN (КНР)). Такие дроны применяются в сфере экологического мониторинга, геологических исследований, сельском хозяйстве и т.п. Для таких дронов планирование оптимальной маршрутной траектории дрона удобнее осуществлять на основе на генетического алгоритма при множественных ограничениях, удовлетворяющих требуемой точности позиционирования. Преимущества такого подхода особенно проявляются в случаях затрудненной строгой формализации и аналитического решения задачи поиска маршрутной траектории [3,4,5]. Здесь генетический алгоритм, использует для оптимизации метод случайного подбора, комбинирования и вариации искомых параметров с использованием механизмов, аналогичных естественному отбору в природе.

При планировании траектории каждая хромосома генетического алгоритма представляет траектория дрона. Метод кодирования генов представляется методом кодирования узлов траектории. Каждый ген хромосомы содержит информация о трехмерных пространственных координатах (x , y , z) гена, которая записывает следующие информация о пространственном гене: один – возможен ли ген, а другой – возможен ли соединительный отрезок линии между текущим и геном и следующим геном. Данный алгоритм был реализован в программе моделирования, написанной в среде MatLab и содержит модуль определения текущих координат, который разрабатывался для этой среды с целью запуска на борту дрона.

Заключение. Для построения описания маршрутной траектории полета дрона были использованы трехмерные отрезки кривых второго порядка. Для участков сопряжения между участками принято изменение ускорения дрона вдоль оси путевой скорости как монотонно изменяющейся функции.

Была разработана программа в вычислительном пакете MATLAB, обеспечивающая решение задачи оптимизации планирования маршрутной траектории путем минимизации совокупной длины траектории полета и числа точек коррекции траектории, а также визуализирующая процесс построения траектории полета и формирующая данные навигационной проводки. Разработанная программа может быть в дальнейшем улучшена путём включения модулей, учитывающих динамические характеристики дрона [6].

ЛИТЕРАТУРА

1. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
2. Колесников А.А. Новые нелинейные методы управления полетом М.: Физматлит, 2013. 195 с.
3. Shorakaei, H.; Vahdani, M.; Imani, B.; Gholami, A. Optimal cooperative path planning of unmanned aerial vehicles by a parallel genetic algorithm/ Robotica 2016, № 34. P. 823-836
4. Men, J.Z.; Qun, E.; Yao, K.M. Study on the Route Planning for Anti-Submarine Ship-Based UAV Based on Genetic Algorithm. Adv. Mater. Res. 2012, P.433–440, P.4823–4826.
5. Zhang, D.Q.; Zhao, J.F.; Lei, G.; Wang, S.H.; Zheng, X.L. Hurry Path Planning Based on Adaptive Genetic Algorithm. Appl. Mech. Mater. 2014, P.446–447, P.1292–1297.
6. Канатников А.Н., Шмагина Е.А. Задача терминального управления движением летательного аппаратаовые нелинейные методы управления полетом// Нелинейная динамика и управление: сб.ст. М.: Физматлит, 2013. 27с.

Hu Xiao Yang (Shenyang Ligong University, People’s Republic of China), **V.V.Perliouk** (State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg). **Problem of formation the optimal route trajectory for aircraft -type drones**

Abstract. The paper analyzes typical route trajectories of aircraft-type drones. It was revealed that regardless of the type of tasks performed, they consist of certain areas that can be described in space-time parameters. The formalization of the problem of forming an optimal route trajectory in the form of combinatorial optimization with several restrictions is carried out. In the MatLab environment, data generation programs for drone navigation were developed and tested, using a genetic algorithm under multiple constraints that satisfy the required object positioning accuracy. Modeling of the process of determining the current coordinates and components of the ground speed of the drone has been carried out.

А. В. КУКОВИНЕЦ, А. Ю. ЧЕКИН
(ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва)

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЕЙ ДВИЖЕНИЯ ЧЕТЫРЕХКОЛЕСНОГО РОБОТА С УЧЕТОМ КОНТАКТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

В работе предложен комбинированный метод управления, позволяющий перевести четырехколесного робота из начального положения в заданное конечное положение с заданным курсом. Подход заключается в регулировании траектории по текущим отклонениям и программном вычислении контрольных точек траектории.

Введение. Управление траекторией движения роботизированного объекта необходимо во многих современных задачах: движении промышленных роботов для целей строительства, движении мобильных роботов в задачах парковки и прибытия в заданную точку с конечной ориентацией в пространстве – например, заезд в гараж. В аэрокосмической области наземные роботы, предназначенные для подвоза боеприпасов, должны принимать заданное положение для загрузки/разгрузки. Один из этапов разработки и исследования подвижных объектов – это моделирование объекта управления. Для решения задачи синтеза управления разработка моделей подвижных наземных роботов является достаточно проработанным направлением. Однако часто возникают ситуации, в которых движение разработанной модели не соответствует экспериментальным данным из-за того, что не принимаются во внимание сложные процессы контактного взаимодействия между шасси робота и поверхностью земли или объектом, по которому он движется, из-за чего в контурах управления возможно появление ошибок в управлении, диапазон которых зачастую не удовлетворяет требованиям регулирования.

В работах [1, 2] сформированы теоретические модели колесных роботов, при этом допущениями являются пренебрежение нелинейностью коэффициента трения колес о поверхность, недеформируемость колес и их абсолютно жесткое соединение с корпусом робота. Авторы работы [1] провели натурные эксперименты и заключили, что отклонения действительной траектории движения робота от расчетной зависят от качества материала поверхности: шероховатости, степени загрязнения и т.д.

В соответствии с работой [3] программные методы управления движением способствуют расхождению в теоретических и экспериментальных данных, потому что в них не учитываются текущие значения отклонений от заданной траектории, которые возникают в том числе ввиду недостаточной полноты математической модели. В траекторных методах управления отсутствуют недостатки программных методов, однако им присущ недостаток замкнутых САУ – проблема устойчивости.

Предлагаемая работа посвящена разработке комбинированной системы управления траекторией движения четырехколесного робота с учетом вертикальной динамики и заданного конечного положения с применением модельно-ориентированного проектирования. Эта система сочетает программный метод расчета контрольных точек и траекторный метод регулирования движения.

Разработка объекта и системы управления. В целях получения более реалистичной модели и ее исследования: 1) создана математическая модель движения робота в вертикальной плоскости; 2) сформирована математическая модель движения робота как объекта управления; 3) синтезированы регуляторы движения робота; 4) проведено компьютерное моделирование динамики движения робота в заданную точку с заданным курсом.

Моделирование шасси. Рассматривается моделирование движения робота, состоящего из корпуса (базы) с четырьмя стойками шасси. Каждая стойка представляет собой подпружиненный амортизатор с вращающимися сферическими колесами. Для управления движением робота, как на колеса, так и на поворотные стойки подводятся управляющие моменты от двигателей – источников моментов сил.

В предложенной модели корпус имеет 6 степеней свободы, стойка – две степени свободы: одну степень вращения вокруг вертикальной оси и одну степень перемещения вдоль вертикальной оси, колесо – одну степень вращения вокруг оси, лежащей в горизонтальной плоскости.

С целью описания более правильного и полного движения модели робота введены коэффициенты упругости и демпфирования в местах соединения корпуса с колесами и соответствующие коэффициенты для самих колес. Передние стойки шасси являются поворотными, задние – фиксированными. При движении и повороте колес возникают продольные, поперечные и вертикальные силы, которые порождают соответствующие моменты, действующие на колеса и корпус и влияющие таким образом на управление.

В реальности при контакте деформируются не только колеса, но и сама поверхность, по которой движется робот. В общем случае необходимо учитывать условия перехода упругих деформаций в пластические, которые влияют на качество системы управления, внося внешние возмущения в контуры управления. В представленной работе рассмотрена упругая деформация, для моделирования которой используется нелинейный закон проникновения колес в поверхность при контакте.

В построенной модели учитывается нелинейность силы трения. Предполагается, что при малых скоростях движения робота аэродинамическая сила и сила Архимеда оказывают незначительное влияние на динамику системы, в связи с этим эти силы исключены из рассмотрения.

Моделирование системы управления. Рассмотрена задача, в которой четырехколесному роботу необходимо прибыть в точку на плоскости с заданными координатами с заданным конечным курсом. Робот начинает движение из точки, принимаемой за начало координат. В каждый следующий момент времени движения в заданную точку его положение определяется вектором параметров $\vec{p} = [X_T \ Y_T \ \psi_T]^T$, который состоит из координат текущего положения на плоскости X_T, Y_T и текущего значения курса ψ_T .

В работе скомплексировано 4 контура управления (траекторный контур, контур регулирования угла курса базы, контур поворота рулевых стоек и контур вращения колес) и 4 схемы динамики движения (вращательного движения стоек колес, вращательного движения базы, вращательного движения колес и поступательного движения базы), что позволяет осуществить полное управление положением робота на плоскости.

Прибытие робота в заданную точку с заданным курсом обеспечивается логикой формирования траектории движения, определенной в траекторном контуре в блоке формирования заданных координат. Логика является Y-образной конфигурацией схемы движения в заданную точку. В соответствии с такой конфигурацией зона допустимого перемещения робота делится на 3 сектора относительно отрезка пути конечного этапа прибытия в конечную точку. Точка, являющаяся центром раскрытия секторов, удалена от конечной заданной точки по линии въезда в направлении, противоположном конечному заданному курсу, на расстояние, достаточное для стабилизации переходных процессов, связанных с выходом робота на конечный курс. На каждой из границ секторов находится контрольная точка. Определение следующей контрольной точки траектории осуществляется программно в зависимости от текущего положения робота. Логика формирования траектории реализована в виде функционирования конечного автомата.

Предлагаемая система управления траекторией движения четырехколесного робота нелинейна: учтено контактное взаимодействие колес с поверхностью, ограничена максимальная скорость линейного перемещения, ограничен угол поворота колес, блок формирования заданных координат имеет релейный характер. Для анализа устойчивости системы управления выполнена ее линеаризация на интервале времени, на котором ее можно считать линейной. Для этого система разделена на два канала: канал поступательного движения и канал вращательного движения. В работе выполнена линеаризация канала поступательного движения.

Визуализация расчетов взаимодействия робота с поверхностью с применением модельно-ориентированного проектирования позволяет наглядно продемонстрировать решение задачи управления с помощью комбинированного метода.

Заключение. Из анализа результатов компьютерного моделирования системы управления траекторией движения четырехколесного робота следует, что максимальные отклонения робота при прибытии в заданную точку с заданным курсом составляют не более 0,1 м по координатам и менее 3° по курсу. В разработанной модели робота взяты в расчет допущения, обычно принимаемые при разработке мобильных колесных роботов и влияющие на корреляцию теоретических и экспериментальных данных: учтено контактное взаимодействие колес с поверхностью путем введения нелинейного коэффициента трения и моделирования упругих деформаций при

контакте, учтены геометрические размеры робота путем моделирования шасси, учтена вертикальная динамика робота путем введения коэффициентов жесткости и демпфирования стоек колес и аналогичных коэффициентов самих колес.

В системе управления применен комбинированный метод управления: определение контрольных точек траектории осуществляется программно на основании текущего положения робота путем изменения состояний конечного автомата, а регулирование траектории производится на основании текущих отклонений от заданной траектории с помощью ПИД-управления. Выполнена линеаризация канала поступательного движения, результаты которой свидетельствуют об устойчивости системы управления.

Дальнейшая работа требует проведения натурных экспериментов с целью исследования адекватности разработанной модели при сравнении экспериментальных данных с теоретическими.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Караваев, Ю.Л.** Дискретный алгоритм управления по отклонению мобильным роботом с омниколесами [Текст] / Ю.Л. Караваев, С.А. Трефилов // Нелинейная динамика. 2013. Т. 9, №1. С. 91–100.
2. **Campion G., Bastin G., D’Andrea-Novet B.** Structural properties and classification of kinematic and dynamic models of wheeled mobile robots // IEEE Transactions on robotics and automation, 1996, vol. 12, no. 1, pp. 47–62.
3. **Бартенев, В.В.** Анализ методов управления движением мобильных колёсных роботов по заданной траектории [Текст] / В.В. Бартенев, С.Ф. Яцун // Вибрация – 2012. Управляемые вибрационные технологии и машины: сб. науч. ст.: в 2 ч. – Курск, 2012. Ч. 2. С. 144–152.

A.Y. Chekin, A.V. Kukovinets (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow) **Four-wheeled robot trajectory control system taking into account contact interaction**

Abstract. In this paper, the combined control method is proposed. It allows to transfer a four-wheeled robot from the initial position to a target final position with a target course. This approach consists in the trajectory control based on current deviations and programming calculation of the trajectory reference points.

Б. Е. ФЕДУНОВ
(ГосНИИАС, Москва)

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ АГЕНТЫ В БАЗАХ ЗНАНИЙ БОРТОВЫХ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ ТАКТИЧЕСКОГО УРОВНЯ

На проектируемых антропоцентрических объектах (пилотируемые летательные аппараты, обитаемые подводные аппараты, транспортные средства с экипажем) будут размещаться бортовые оперативно советующие экспертные системы, решающие задачи тактического уровня: задачи оперативного целеполагания и задачи конструирования способа достижения оперативно назначенной текущей цели функционирования антропоцентрического объекта. В базах знаний таких систем используются интеллектуальные агенты, имитирующие функциональные возможности реальных объектов. Такие интеллектуальные агенты должны всегда иметь три компонента: информационную компоненту, компоненту миссии и исполнительную компоненту.

Введение. Антропоцентрические объекты (пилотируемые летательные аппараты, обитаемые подводные аппараты, транспортные средства с экипажем) получают задание на процесс функционирования (задание на миссию). В задании миссия представляется: (1) последовательностью этапов ее выполнения, (2) условиями наступления этапа, (3) целью этапа, (4) способом достижения этой цели, (5) перечнем возможных угроз выполнению этапов с общей информацией как им противодействовать [1].

Бортовые интеллектуальные системы тактического уровня (БИС-ТУ) призваны в момент появления непосредственной угрозы выполнению антропоцентрическим объектом текущего этапа миссии рекомендовать экипажу для реализации:

- решение задачи оперативного целеполагания, которое рекомендует новую текущую цель (новый этап) функционирования антропоцентрического объекта,
- способ достижения этой оперативно назначенной (с согласия экипажа) текущей цели функционирования.

Выработка в базах знаний БИС-ТУ этих рекомендаций должна происходить при минимальном участии экипажа, что требует использование в базах знаний БИС-ТУ «глубоких» математических моделей фрагментов предметной области и адекватного представления функциональных возможностей, действующих в ней объектов.

«Интеллектуальные агенты» в базах знаний БИС-ТУ. Каждый реальный активный объект, участвующий в выполняемом этапе миссии, в базе знаний БИС-ТУ представляется интеллектуальным агентом (Интел/агентом) [2, 3].

Интел/агентом описываются реальные возможности соответствующего ему реального активного объекта, возможности которого в Интел/агенте представляются тремя компонентами:

1. информационной компонентой, имитирующая фактические возможности бортовых информационных систем реального объекта получать информацию о сложившейся внешней обстановке;
2. компонентой миссии, имитирующая работу бортовых алгоритмов (реального объекта) решения задач этапов миссии и алгоритмов решения возникающих при этом задач оперативного целеполагания и задач конструирования способа достижения оперативно назначаемых текущих целей функционирования реального объекта;
3. исполнительной компонентой, имитирующая фактические возможности исполнительных бортовых систем реального объекта реализовать решения, принятые компонентой миссии.

Информационная компонента Интел/агента состоит из математических моделей (далее мат/моделей) бортовых измерительных систем реального объекта. Мат/модели имитируют состав и информационные возможности его измерительных систем. Мат/модель каждой измерительной системы описывает зону внешнего пространства, из которой система получает информацию, состав и содержание той информации, которую имитируемая измерительная система объекта может передать компоненте миссии. Мат/модели параметрически настраиваются на наблюдаемые реальные объекты.

Компонента миссии Интел/агента состоит из моделей бортовых алгоритмов реального объекта, которые имитируют бортовые алгоритмы выполнения этапов заданной объекту миссии и алгоритмы решения возникающих при этом тактических задач [1] (задачи оперативного целеполагания и задачи конструирования способа достижения оперативно назначенной цели).

Исполнительная компонента Интел/агента состоит из мат/моделей бортовых исполнительных систем реального объекта, которые реализуют решения, принятые компонентой миссии Интел/агента. Мат/модели параметрически настраиваются на исполнительные системы каждого наблюдаемого активного объекта.

Пример интеллектуального агента в базе знаний бортовой оперативно советующей экспертной системы. Группа истребителей сопровождения получила полетное задание (задание на миссию) на сопровождение ударных самолетов. На этапе выполняемой миссии «Маршрут» командир группы истребителей сопровождения обнаружил истребители противника, готовившиеся к атаке на ударные самолеты. Командир принял решение «Атаковать истребители противника всей группой истребителей сопровождения». Интеллектуальную поддержку ему при детализации этого решения оказывает бортовая оперативно советующая экспертная система этапа полета «Ввод группы в воздушный бой с истребителями противника». Она должна в частности рекомендовать командиру предпочтительный вариант целераспределения. В базе знаний этой бортовой оперативно советующей экспертной системы определение наиболее предпочтительно варианта целераспределения (предпочтительной альтернативы) выполняется методом оперативного многокритериального выбора альтернативы. В методе используется математическая модель «Сценарий использования альтернативы», в которой действуют Интел/агенты всех названных выше самолетов.

Покажем только один из этих Интел/агентов – Интел/агент «Истребитель сопровождения», ограничившись при этом описанием только одной его компоненты – компоненты миссии.

Компонента миссии Интел/агента «Истребитель сопровождения».

Этому Интел/агенту командир группы истребителей сопровождения назначил цель для атаки «Истребитель противника, атакующий ударный самолет», т.е. назначил этап полета «Атака «Истребитель сопровождения – истребитель противника, атакующий ударный самолет»».

При виртуальном выполнении истребителем сопровождения этого этапа полета в математической модели «Сценарий использования альтернативы» он может встретиться с различными угрозами – коллизиями «Этап полета – непосредственная угроза».

Появление непосредственной угрозы №1, когда атакующий истребитель сопровождения еще не пустил ракету по истребителю противника, а истребитель противника уже успешно атаковал ударный самолет и начал атаковать истребитель сопровождения.

Коллизия «Этап полета истребителя сопровождения «Атака истребителя противника» – непосредственная угроза №1».

В математической модели «Сценарий использования альтернативы» фиксируется только факт такой атаки. В ней этот факт используется для определения значения одного из критериев.

Появление непосредственной угрозы №2: ИС «свободен». Он завершил атаку ИП.

Коллизия «Завершение атаки истребителем сопровождения истребителя противника – непосредственная угроза №2». Рекомендация/решение бортовой оперативно советующей экспертной системы – этап полета истребителя сопровождения «Возврат в строй истребителей сопровождения».

Появление непосредственной угрозы №3: «новый» истребитель противника свободно (безнаказанно) атакует «новый» ударный самолет.

Коллизия «Этап полета истребителя сопровождения «Возврат в строй истребителей сопровождения» – непосредственная угроза №3». Рекомендация/решение бортовой оперативно советующей экспертной системы – этап полета истребителю сопровождения «Атаковать этот истребитель противника».

Заключение. В базах знаний бортовых интеллектуальных систем тактического уровня используются различные математические модели фрагментов предметной области. В этих моделях действуют Интел/агенты, имитирующие функциональные возможности реальных объектов,

которых Интел/агенты представляют. Для адекватности такого представления реального объекта его Интел/агентом последний должен иметь три компоненты:

- информационную компоненту, в которой правильно имитируются доступная реальному объекту информация о текущей внешней обстановке;
- компоненту миссии, в которой правильно имитируются возможности: (1) бортовых алгоритмов решения задач выполняемой миссии, (2) возможности бортовых алгоритмов решения задач оперативного целеполагания при возникновении коллизии «Выполняемый этап миссии – непосредственная угроза выполнению этапа» и (3) возможности бортовых алгоритмов конструирования способа достижения новой текущей цели полета, если такая была назначена в алгоритме, указанном в пункте (2);
- исполнительную компоненту, в которой правильно имитируются возможности реального объекта исполнять все команды, поступающие из компоненты миссии.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Федунов Б.Е.** Бортовые интеллектуальные системы тактического уровня для антропоцентрических объектов (примеры для пилотируемых летательных аппаратов). Москва, изд. Де Либри. 2018. 246 с.
2. **Федунов Б.Е.** Интеллектуальные агенты в базах знаний бортовых оперативно советующих экспертных системах типовых ситуаций функционирования антропоцентрического объекта – М., Изв. РАН, ТиСУ, 2019, № 6, с. 90–102
3. **Городецкий В.И.** Самоорганизация и многоагентные системы. I. Модели агентной самоорганизации. М., Изв. РАН. ТиСУ, 2012, №2, с.92–120.

B.E. Fedunov (State Scientific Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Intelligent agents in knowledge bases of tactic-level on-board intelligent systems**

Abstract. The anthropocentric objects (manned aircraft, manned underwater vehicles, vehicles with a crew) under development will host on-board promptly advising expert systems that solve tactic-level tasks: tasks of effective goal-setting and tasks of designing a way to achieve the operatively assigned current goal of anthropocentric object functioning. The knowledge bases of such systems use intelligent agents that simulate the functionality of real objects. Such intelligent agents should always have three components: an information component, a mission component, and an executive component.

Е.В. ЮРКЕВИЧ, И.А. СТЕПАНОВСКАЯ
(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

КОНТРОЛЛИНГ БЕЗОПАСНОСТИ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА АЭРОПОРТА С ПОМОЩЬЮ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА

Целью статьи является повышение безопасности воздушного пространства аэропорта за счет цифровизации диспетчерской службы. В статье предложен алгоритм нейросетевого анализа рисков перегруженности воздушного пространства и рисков столкновения самолетов с другими мобильными и стационарными объектами в районе аэропорта. Предлагаемый подход заключается в использовании концептуальной модели социо-киберфизической самоорганизации распределенных организационно-технических систем, компоненты которых подключаются к беспроводным сетям поколения 5G. Достоинством данной модели является комплексное использование передовых механизмов цифрового управления. К ним относятся партнерство между человеком и искусственным интеллектом, неотключаемый мониторинг, упреждающее управление рисками с помощью обученных нейросетей, методы цифровых двойников, математическое моделирование и прогнозирование контролируемых процессов.

Введение. Опыт эксплуатации диспетчерских служб аэропорта показывает, насколько уязвимой может быть безопасность транспортной воздушной обстановки при отсутствии механизмов оптимизации распределения функций между диспетчером-пилотом-автопилотом. Решению этой проблемы могут способствовать технологий беспроводных сетей 5G для аэронавигационного обслуживания, в рамках которого налажены взаимодействия и согласования командной работы операторов, автопилотов, пилотов.

В связи с тем, что в работе человеко-машинных систем когнитивные способности человека эволюционируют медленнее, чем машины, наступает момент, когда диспетчер уже не в состоянии справиться с объемом информации, требуемой для принятия решений. В современную эпоху глобализации, цифровизации управления перспективным обликом диспетчерских человеко-машинных систем служит социо-кибер-физическая технология (СКФТ) сетевого упреждающего риск-контроллинга геопространственной безопасности. Предлагаемый в данной работе подход ориентирован на оптимизацию управления воздушным движением (УВД) с помощью введения в автоматизированную систему интеллектуального блока, функцией которого является адаптация сигналов контура управления загрузкой воздушного пространства к характеристикам движения летательных аппаратов (ЛА). Согласно командам управления и воздействиям внешних факторов, такой блок должен согласовывать сопровождение ЛА с динамикой характеристик воздушного пространства.

Традиционно встроенные системы работают под управлением операционных средств реального времени. Обычно для программ во встроенных системах задается худшее время исполнения, и пишутся они на специальных синхронных языках программирования [1]. В предлагаемом подходе область применения СКФТ декомпозируется на ряд сегментов: умная организация воздушного пространства, умные сети передачи информации, умная инфраструктура, умные ЛА, умная система управления загрузкой воздушного пространства. Общим в их построении является передача сообщений с помощью средств, инвариантных к случайным воздействиям дестабилизирующих факторов [2].

Механизмы организации контроллинга безопасности воздушного движения на основе цифрового двойника. Алгоритмическую основу предлагаемого риск-контроля динамики воздушной обстановки составляет обучаемый нейронный цифровой двойник. Примем, что целевой функцией УВД является максимизация надежности системы управления загрузкой воздушного пространства при максимизации психологической комфортности всех её участников. Наряду с сигнализацией о появлении рискованного события, функцией такой системы является выбор и реализация стратегии, позволяющей максимизировать вероятность безотказности её работы при ограничениях на ресурсы, имеющиеся в распоряжении управляющих воздушным движением, и минимизация вероятности сбоя при отказе средств защиты в результате действия дестабили-

рующих факторов. Соответственно, целевую функцию цифрового двойника процесса УВД можно записать:

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

где: K_{Γ} - коэффициент готовности использования системы УВД, определяемый комплексной оценкой её надежности;

K_Q - коэффициент оценок надежности работы участников УВД;

K_S - коэффициент характеристик организации работы участников УВД;

K_R - коэффициент характеристик факторов, влияющих на безопасность воздушного движения; α, β - вероятности реализации рискованной ситуации при использовании ресурсов защиты в процессе УВД или, соответственно, при отказе имеющихся ресурсов защиты; p_i - вероятность сбоев и отказов системы защиты от дестабилизирующих факторов, характеризующая выбранную i -ю стратегию УВД, при $i=1,2,\dots,I$.

В модели (1) K_Q, K_S, K_R рассматриваются как ограничения устойчивости ведения процесса УВД.

В обобщенном виде данные для модели (1) цифрового двойника будем формировать в виде блоков:

Множество Q , определяющее K_Q :

- сводка оценок эксплуатантов воздушных судов.

Множество S , определяющее K_S :

- реестр воздушных судов;
- параметры динамики критической загрузки воздушного пространства контролируемого аэропорта согласно маршрутным картам и временным интервалам рейсов воздушных судов;
- планы периодических полетов в воздушном пространстве с посещением контролируемого аэропорта, представленные в цифровой аэронавигационной карте;
- оценки доступности маршрутов;
- параметры планирования аэронавигационной карты на произвольный интервал времени (например, сезон, месяц, декаду, неделю, дату).

Множество R , определяющее K_R :

- параметры климатических явлений и метеоусловий согласно поступающим сводкам;
- характеристики системы макетирования нештатных ситуаций;
- нормы динамического переключения управляющих полномочий контроллинга ED&RR для управления рисками столкновений.

Будем полагать, что множество условий (организационных, экономических, правовых, технологических), влияющих на готовность системы УВД (K_{Γ}), определяется стратегией, принятой руководством аэропорта [3]. В этом случае множество допустимых стратегий будем определять отображением оператором O_1 :

$$O_1: Z, R, Q, S \Rightarrow K_{\Gamma} \quad (2)$$

где: Z - множество возможных стратегий УВД. В качестве характеристики каждой стратегии $z_i \in Z$ будем рассматривать оценки обеспечения надежности процесса УВД согласно требованиям к вероятности безотказной работы системы УВД (p_i). Алгоритм выбора такой стратегии будем формировать на основе отображения оператором O_2 :

$$O_2: Q, R, S, p_i, Z \Rightarrow Y \quad (3)$$

где: Y - множество норм, определяющих стратегию использования ресурсов защиты в процессе УВД. В данной работе выражение (3) будем рассматривать как имитационную модель алгоритма УВД, определяющую надежность работы его участников со стратегией $z \in Z$ при вероятности p_i . Причем величина p_i ограничена особенностями каждого участника работ.

Оценку эффективности реализации алгоритма УВД представим отображением оператором O_3 :

$$O_3: Q, R, S, p_i, Y \Rightarrow U \quad (4)$$

где: U - множество стратегий, упорядоченное по степени предпочтения, принятой в данном аэропорте. СКФС предполагает, что в реализации каждой стратегии экспертно учитывается специфика социального аспекта характеристики каждого из участников УВД согласно оценкам Q .

Теперь задачу оптимизации процесса УВД можно записать:

$$\forall p_i, F(q, r, s, p_i, y(q, r, s, p_i)) \Rightarrow K_r \rightarrow \text{extr} \quad (5)$$

при ограничениях: $H(q, r, s, p_i, y(.)) = 0$

$$I(q, r, s, p_i, y(.)) > 0$$

где $y(.)$ - описание отображения оператором $O_2 \forall p_i$.

В нашем рассмотрении задача оптимизации процесса УВД (5) с помощью цифрового двойника системы сводится к построению нейро-сети по критерию максимизации коэффициента готовности при известных оценках надежности её элементов. Предполагается, что множество R , определяющее K_r , должно включать в себя нормы динамического переключения управляющих полномочий упреждающего контроллинга рисков столкновений. Весьма актуальной является задача разработки таких норм, определяющих допуски вероятности безотказной работы каждого из участников УВД. Модель-двойник может стать действенным инструментом алгоритмизации контроллинга безопасности воздушного движения в обеспечении соответствия этим требованиям при известной вероятности природных и техногенных явлений в воздушном пространстве. В результате должен быть обеспечен требуемый уровень безопасности движения ЛА при условиях допустимой вероятности безотказной работы диспетчера, а также допустимой вероятности сбоев в испытаниях и эксплуатации ЛА.

Для режима функционирования многоуровневого многопрофильного упреждающего контроллинга динамики рисков стойкости функциональных аппаратных профилей системы УВД, предпочтителен формат распределенной многоуровневой нейронной сети, способной реализовать тот же самый процесс, но переформатированный на позиции контроля системной динамики распространения рисков функциональных отказов [4].

Заключение. В работе предложена концепция нейросетевого диспетчера упреждающего риск-контроллинга загрузки воздушного пространства в районе аэропорта, построенного по онтологической модели социо кибер-физической технологии геопространственного упреждающего сетевого риск-контроллинга мобильных пилотируемых и беспилотных транспортных средств. Перспективы предложенного подхода к цифровизации контроля безопасности связаны с организацией работы диспетчера в сопровождении автодиспетчера-дублера, допускающей в экстремальных условиях гибкое распределение и перераспределение ролей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Приложение к Приказу Росаэронавигации от 21.07.2008 N 108 «Методические рекомендации по составлению нормативных документов, определяющих организацию использования элементов структуры воздушного пространства».
2. Юркевич Е.В. Введение в теорию информационных систем. М. ИД Технологии. 2007. 273 с.
3. Трахтенгерц Э.А., Иванилов Е.Л., Юркевич Е.В. Современные компьютерные технологии управления информационно-аналитической деятельностью. М. СИНТЕГ. 2007. 320 с.
4. Stepanovskaya I. A. Integrated Risks of Territorial Security: Organizational Principles of Monitoring. ISSN 0005-1179. Automation and Remote Control. 2014. Vol. 75. No.11, pp. 2077–2085.

E.V.Yurkevich, I.A.Stepanovskaya (ICS RAS, Moscow). Controlling the security of the airspace of the airport with a digital double

Abstract. The goal of the article is to increase airport airspace's safety due to the digitalization of the dispatching service. The paper proposes an algorithm for neural network risks airspace congestion and collisions' risks of aircraft and other mobile and stationary objects in the airport area. The proposed approach is to use a conceptual model of socio-cyber-physical self-organization of distributed organizational and technical systems, the components of which connect to wireless networks of 5G generation. The advantage of this model is the integrated use of advanced mechanisms of digital control. These include partnerships between human and artificial intelligence, non-switchable monitoring, trained neural pre-emptive risk controlling, digital twin techniques, mathematical modeling, and forecasting controlled processes.

Г.А. ПЛАТОШИН, Н.И. СЕЛЬВЕСЮК
(ФГУП ГосНИИАС, Москва)

МАТЕМАТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ БОРТОВОЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Рассмотрен математически аппарат для оптимизации бортовой информационно-вычислительной сети. Определены основные параметры, необходимые для оценки и сравнения современных бортовых сетевых архитектур. Результаты работы использованы для создания программного обеспечения по оптимизации архитектуры распределенной бортовой сети.

Введение. Авионика прошла в своем развитии достаточно длительный путь – от отдельных приборов и устройств, обеспечивающих решение некоторых автономных задач обеспечения полета воздушных судов до современных сложных аппаратно-программных сетевых комплексов с развитой архитектурой, позволяющих решать реальные задачи комплексного автоматизированного управления полетом.

При проектировании современных комплексов авионики используют принцип Распределенной модульной электроники (РМЭ), который предполагает, что стандартизированные компоненты систем авионики размещаются в определенных точках воздушного судна, что обусловлено желанием минимизировать коммуникационные линии, а также время отклика устройств. Для реализации концепции РМЭ создаются аппаратные компоненты нового типа, которые обеспечивают локальное управление вводом-выводом данных. Данные, предоставляемые датчиками и исполнительными механизмами, локально собираются устройствами ввода-вывода и передаются по сети AFDX [2] в централизованные вычислительные модули, поскольку периферийные устройства, как правило, обладают ограниченными вычислительными возможностями. Количество устройств, которые ведут обмен данными достигает нескольких сотен. Результатом проектирования РМЭ является большое количество возможных вариантов архитектуры. Вместе с тем важно соблюдать различные ограничения по ресурсам, безопасности, отказоустойчивости и многим другим при этом следует учитывать противоречивость некоторых критериев [1]. Дополнительная сложность связана с естественным требованием к локализации программных приложений. Указанная локализация реализуется посредством операционной системы реального времени (ОСРВ). Каждое приложение выполняется в собственной программной среде, на виртуальном устройстве. В настоящее время не существует однозначного решения задачи оптимального проектирования архитектуры РМЭ [2]. Поскольку архитектура, вместе с авионикой составляют порядка 30% от общей стоимости самолета, цена ошибки допускаемой при проектировании архитектуры чрезвычайно велика. Зачастую архитектура неудовлетворяющая критериям оптимальности (как с точки зрения распределения информационных ресурсов, так и распределения вычислительных средств), не в полной мере отвечает заданным требованиям, что в свою очередь очевидным образом сказывается на функционировании основных, жизненно важных систем летательного аппарата. Устранение подобных проблем - дорогостоящий процесс, что в свою очередь делает воздушное судно еще более дорогим и менее конкурентоспособным [3].

Критерии оптимизации систем авионики. Архитектура систем авионики должна гарантированно удовлетворять многим требованиям. Эти требования с одной стороны обусловлены широким спектром решаемых задач, с другой стороны конструктивными особенностями летательных аппаратом. Она должна предоставлять достаточный объем ресурсов и производительности для выполнения всех функций, иметь требуемый уровень безопасности и надежности и соответствовать структуре воздушного судна.

Основными параметрами, оптимизируемыми в ходе разработки архитектуры являются: гарантия доставки и время доставки сообщений, количество ресурсов, масса архитектуры, стоимость архитектуры, ограничение по энергопотреблению, пространство необходимое системе авионики на воздушном судне (максимальный объем ограничен), надежность и резервирование. [5]

Реализация принципов бинарного программирования на примере присваивания устройств. Для примера, рассмотрим задачу связанную с оптимизацией процесса присваивания устройств. Эта задача связана с размещением устройств по заранее выбранным местам. Формализация указанной задачи основана на методе бинарного программирования. Для решения обозначенной задачи схема размещения устройств в местах установки предоставляется в виде бинарного вектора.

$$\begin{array}{ccccccccccc} \mathcal{D}_1 & \mathcal{D}_2 & \mathcal{D}_1 & \mathcal{D}_2 & \dots & \dots & \mathcal{D}_{|\mathcal{D}|} \\ \mathcal{I}_1 & \mathcal{I}_2 & \dots & \mathcal{I}_1 & \dots & \dots & \mathcal{I}_{|\mathcal{I}|} \\ x = (x_1 & x_2 & x_3 & \dots & \dots & \dots & x_{|\mathcal{X}^{\mathcal{D}}|}). \end{array}$$

Каждый элемент вектора x_i представляет собой возможную схему расположения устройств, то есть специальное место установки, которое обладает достаточными ресурсами для размещения одного устройства данного типа. Символы над x_i представляют собой комбинацию устройства $\mathcal{D}_j$ и места установки J_k . Элемент вектора x_i равен «1», если устройство $\mathcal{D}_j$, надписанное над данным элементом, назначено на место установки J_k , надписанное над этим же элементом, и «0», если не назначено. Однако это включает в себя решения, которые не назначают устройство ни на одно место установки или назначают его сразу на несколько мест установки. Однозначное назначение достигается при помощи дополнительного равенства ($\mathcal{D}(i)$ – это устройство, надписанное над x_i)

$$\sum_{i \in \{1, \dots, |x^{\mathcal{D}}| \mid \mathcal{D}(i) = \mathcal{D}_j\}} x_i = 1$$

для каждого устройства j . По всем устройствам это выражение представлено в виде матрицы ограничений в виде равенства

$$A_{single}^{eq} = \left(\begin{array}{cccccc|c} \mathcal{D}_1 & \dots & \mathcal{D}_1 & \mathcal{D}_2 & \dots & \mathcal{D}_{|\mathcal{D}|} & \mathcal{D}_1 \\ 1 & \dots & 1 & 0 & \dots & 0 & \mathcal{D}_1 \\ 0 & \dots & 0 & 1 & \dots & \vdots & \mathcal{D}_2 \\ \vdots & & & & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & \dots & \dots & \dots & 1 & \mathcal{D}_{|\mathcal{D}|} \end{array} \right)$$

правая часть ограничений имеет вид:

$$b_{single}^{eq} = \begin{pmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{pmatrix} \begin{matrix} \mathcal{D}_1 \\ \vdots \\ \mathcal{D}_{|\mathcal{D}|} \end{matrix}.$$

Ограничения по месту установки должны быть учтены до начала процесса оптимизации. Нежелательные сочетания устройств и комбинации мест установки вычеркиваются из вектора решений, таким образом, пространство поиска сужается.

Парето оптимальное множество решений задачи оптимизации системы авионики. Как уже отмечалось выше, оптимизация архитектуры систем авионики является многокритериальной. Поэтому, в качестве ее решения естественно рассматривать так называемое Парето-оптимальное множество - множество решений, для которых не существует «лучших», в рамках выбранных критериев решений. Нахождение оптимума Парето отличается от традиционной одноцелевой оптимизации. Для идентификации Парето-оптимального множества необходимы специально разработанные процедуры многоцелевой оптимизации. Как правило, эти алгоритмы основаны на последовательном исключении доминируемых решений (решений для которых существует «лучшие» с точки зрения выбранных критериев).

Один из наиболее распространенных вариантов построения Парето-оптимального множества заключается в последовательной оптимизации однокритериальных задач при фиксированных значениях остальных критериев. Суть метода заключается в фиксации всех критериев, кроме одного, который остается свободным. После чего, производится вычисление свободного критерия. Далее операция повторяется с каждым критерием, до тех пор, пока значения всех станут постоянными. Для выпуклых пространств целей возможно получить Парето-оптимальное множество.

Заключение. Целочисленное программирование, в отличие от других рассмотренных алгоритмов гарантирует получение оптимального решения, исключает вероятность непредсказуемого поведения (путем полного перебора вариантов), ЦП имеет большое количество готовых, стандартных программных продуктов, для которых необходимо изменить постановку задачи. Решаемая задача, при помощи ЦП описывается отдельно от алгоритма решения, что позволяет использовать один алгоритм для всех уровней оптимизации распределенной бортовой сети. Недостатком ЦП является длительное время получения результата. Это связано в связи с необходимостью полного перебора вариантов. Однако проектирование архитектуры воздушного судна занимает большое количество времени, поэтому данный недостаток является несущественным, в рамках поставленной задачи. Для выбранного математического аппарата предложено решение, с учетом нескольких критериев, с использованием выборки по фронту Парето. В основе метода лежит тот факт, что пространство целевых критериев является дискретным и что критерии могут быть использованы в качестве ограничивающих условий. Процесс начинается в одной точке экстремума фронта Парето, и проводится систематическая выборка всех решений по фронту Парето.

Результаты работы использованы для создания программного обеспечения по оптимизации архитектуры распределенной бортовой сети.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 18-08-00463а.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Grabowski G., Balser B., Forster M.** Integrated Modular Avionics with COTS directed to Open System and Obsolescence Management // Electronics. 2001. № January. С. 23–25. Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Севельсюк Н.И. Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. С. 66–71
2. **Кучерявый А.А.** Авионика. СПб, «Лань». 2016. 452 с.
3. **Kravtsov V.** Optimum Functions Distribution on IMA Components // European and Russian Joint Avionics Forum – New Generation of IMA Solutions for Future Aircraft. 2009.
4. **Подлазова А. В.**, Генетические алгоритмы на примерах решения задач раскроя, Пробл. управл., 2008, выпуск 2, С. 57–63.
5. **B. Jackson**, «A stochastic optimization tool for determining spacecraft avionics box placement», Proceedings, IEEE Aerospace Conference, 2002, pp. 5-2373-5-2382 vol.5.

G.A. Platoshin N.I. Selvesuk (Moscow). Mathematical method of optimization onboard communication network aircraft

Abstract. An apparatus for optimizing the onboard computer network is considered mathematically. The basic parameters necessary for evaluating and comparing modern on-board network architectures are defined. The results of the work were used to create software to optimize the architecture of a distributed on-board network.

Секция 2

■ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ ■

В. Г. ПЕТУХОВ, Г. А. ПОПОВ

(Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Москва)

Н. А. ТЕСТОЕДОВ

(АО «Информационные спутниковые системы», г. Железногорск)

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Рассматривается задача оптимизации межорбитальных перелетов с малой тягой, имеющая важное практическое значение для реализации высокоэкономичных схем выведения космических аппаратов увеличенной массы на высокие целевые орбиты с помощью электроракетных двигательных установок. Приводится обзор основных проблем и новых подходов, позволяющих реализовать эффективные численные методы оптимизации многовитковых траекторий с малой тягой. Приводятся новые теоретические результаты, полученные при анализе свойств оптимальных решений, полученных с использованием разработанных методов.

Введение. Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ), за счет высокого удельного импульса, позволяют существенно повысить эффективность применения средств выведения космических аппаратов (КА) на высокие целевые орбиты. Например, применением ЭРДУ при выведении КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» удалось увеличить доставляемую на геостационарную орбиту (ГСО) полезную массу на треть по сравнению с предельной массой, доставляемой на ГСО ракетой-носителем «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». При рациональном применении ЭРДУ могут позволить увеличить доставляемую на ГСО массу в 2–3 раза, в зависимости от используемых средств выведения. Характерной особенностью ЭРДУ является относительно малая тяга по сравнению с традиционными химическими ракетными двигателями. В типичном случае реактивное ускорение, которое ЭРДУ сообщает КА, имеет величину, измеряемую десятками долями мм/с^2 , что составляет 10^{-4} – 10^{-5} от основной составляющей гравитационного ускорения. Более того, возмущающие ускорения в ряде случаев могут превосходить реактивное ускорение ЭРДУ на 1–2 порядка. Для эффективного применения ЭРДУ, а также для корректной оценки влияния вариаций проектных параметров на целевые показатели миссии, требуется разработка надежных и быстродействующих методов оптимизации траекторий с малой тягой. Задачи оптимизации межорбитальных перелетов с малой тягой сталкиваются с многочисленными трудностями, многие из которых носят фундаментальный характер, связанный с математическими особенностями этого класса задач. К числу особенностей рассматриваемого класса задач относится их многоэкстремальность, негладкость зависимости конечных условий от неизвестных параметров задачи, неопределенность области существования решения, высокая чувствительность к вариациям параметров управления, возможность воздействия сильных возмущений. Для реализации эффективных методов оптимизации траекторий межорбитального перелета КА с ЭРДУ требуется совершенствование существующих и разработка новых методов, а также развитие теории космического полета с малой тягой. Предлагаемый доклад

посвящен обзорю ряда новых подходов к решению задачи оптимизации многовитковых перелетов с малой тягой и некоторым новым результатам, полученным с использованием этих подходов.

Постановка задачи. Задача оптимизации многовиткового межорбитального перелета с малой тягой рассматривается как задача оптимального управления детерминированной динамической системой. КА рассматривается как материальная точка, на которую действует сила тяги ЭРДУ, центральная ньютоновская гравитационная сила и, возможно, некоторый набор возмущающих ускорений. Управлением является программа ориентации вектора тяги и программа изменения величины тяги ЭРДУ. Рассматриваются две математические модели ЭРДУ: модель идеально-регулируемого двигателя ограниченной мощности и модель двигателя ограниченной тяги с постоянной скоростью истечения. В первом случае сила тяги может принимать любые значения, но произведение силы тяги на скорость истечения ограничено заданной величиной реактивной мощности. Во втором случае ЭРДУ может быть либо включен, либо выключен. Тяга и удельный импульс тяги ЭРДУ во включенном состоянии имеют заданные значения. В рамках обеих моделей на направление вектора тяги не накладывается никаких ограничений. Модель идеально-регулируемого двигателя используется для вычисления начального приближения для задачи оптимизации траектории с ограниченной тягой.

Задача оптимизации траектории формулируется как задача оптимального управления и решается с использованием принципа максимума и метода непрерывного продолжения по параметру. В качестве минимизируемых функционалов используются либо затраты топлива на перелет, либо величина тяги. Для записи дифференциальных уравнений движения КА используются равноденственные оскулирующие элементы, правые части которых не имеют особенностей в окрестности круговых и экваториальных орбит.

Одной из особенностей оптимизации многовитковых траекторий с малой тягой является трудность определения оптимальной угловой дальности перелета при использовании классической формулировки задачи оптимального управления с фиксированным временем. Эта трудность связана с существованием множества локальных экстремумов с различной угловой дальностью и заданным временем перелета. Опыт решения таких задач показал, что при фиксированной угловой дальности для каждого типа экстремали существует единственное значение времени перелета, удовлетворяющее необходимым условиям оптимальности. Поэтому оказалось рациональным рассмотреть задачи с фиксированной угловой дальностью и оптимальным временем перелета, а в качестве независимой переменной в уравнениях движения КА использовать переменную, связанную с истинной долготой – вспомогательную долготу.

Автоматизация вычислений. Важной прикладной проблемой является возможность автоматизации процесса вычисления оптимальной траектории, так как большинство существующих методов требует высокой квалификации пользователя как в области механики космического полета, так и в теории оптимального управления и в численных методах. В области автоматизации вычислений удалось достичь существенного прогресса за счет следующих приемов:

1. использование модели идеально-регулируемого двигателя для генерации начального приближения, причем в качестве начального приближения для оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем используется пассивное движение КА по начальной орбите;
2. использование решения задачи минимизации тяги методом продолжения из траектории КА с идеально-регулируемым двигателем для диагностики существования решения в задаче минимизации массы топлива при использовании ЭРДУ заданной тяги и скорости истечения;
3. использование гладкого продолжения оптимальной траектории КА с идеально-регулируемым двигателем в оптимальную траекторию КА с ЭРДУ ограниченной тяги и постоянной скоростью истечения.

Для обеспечения гладкости продолжения траектории КА с идеально-регулируемым двигателем в траекторию КА с двигателем ограниченной тяги о постоянной скоростью истечения используется сглаживание релейной функции тяги. Этот прием позволяет сгладить зависимость невязок краевой задачи принципа максимума от ее неизвестных параметров при рождении и исчезновении активных или пассивных участков траектории в процессе решения. Однако, необходимость достаточно точной аппроксимации ступенчатой функции гладкой аппроксимацией при-

водит к тому, что дифференциальные уравнения оптимального движения становятся жесткими, что существенно увеличивает время решения задачи и снижает вычислительную устойчивость метода решения краевой задачи. Для преодоления этого препятствия предложено использование регуляризующего преобразования независимой переменной, аналогичного преобразованию Зундмана в небесной механике. В отличие от преобразования Зундмана, в рассматриваемой задаче в качестве коэффициента в дифференциальной связи между старой и регуляризованной независимой переменной используется модуль функции переключения, что обеспечивает растяжение масштаба независимой переменной в окрестности точек переключения тяги.

Оптимальные возмущенные траектории. Проблема оптимизации возмущенных траекторий с малой тягой при использовании реалистичной математической модели возмущающих ускорений сталкивается со сложностями, вызванными необходимостью точного первых вычисления вторых производных от функций, определяемых по сложным алгоритмам. Первые производные необходимы для вычисления правых частей дифференциальных уравнения для сопряженных переменных, а вторые – для вычисления производных от невязок краевой задачи по начальным значениям сопряженных переменных. Хорошо известны точные методы вычисления первых производных, основанные на методе комплексного шага или использовании аппарата дуальных чисел. Для точного вычисления вторых производных с умеренными вычислительными затратами предложено использование аппарата комплексных дуальных чисел. Для их использования разработана программная реализация алгебры комплексно-дуальных чисел, примененная в программе, реализующей продолжение оптимальной невозмущенной траектории КА с идеально-регулируемым двигателем в оптимальную возмущенную траекторию КА с ограниченной тягой. Решение такого рода задач особенно важно при использовании начальных орбит с низкой высотой перигея, что характерно для случая использования ракет-носителей среднего класса при выведении КА с ЭРДУ на ГСО.

Результаты. В результате применения разработанных методов, получен ряд новых результатов. Оказалось, что в задаче на минимум тяги с фиксированной угловой дальностью и оптимальным временем перелета существует один локальный минимум и один локальный максимум тяги по начальной истинной долготе на интервале от 0 до 360 градусов, но, в зависимости от угловой дальности перелета, может существовать по одному либо по два локальных минимума и максимума оптимального времени перелета на этом интервале.

В задаче на минимум затрат топлива с фиксированными угловой дальностью и начальной истинной долготой зависимость оптимального времени перелета имеет минимум по величине тяги. Максимальное значение оптимального времени перелета имеет место при минимальной тяге. При этом требуемые затраты топлива монотонно снижаются с ростом тяги.

Существует конечный интервал тяги, ограниченный слева минимальным значением тяги и справа некоторым близким к нему значением, на котором траектории с минимальными затратами топлива, фиксированной угловой дальностью и оптимальным временем перелета не имеют пассивных участков. На этом интервале минимальное значение функции переключения положительно и монотонно уменьшается с увеличением тяги. Оптимальное время перелета на этом интервале также монотонно уменьшается с увеличением тяги.

Минимальное значение функции переключения монотонно уменьшается с увеличением тяги, стремясь к некоторому отрицательному предельному значению при стремлении тяги к бесконечности. Максимальное значение функции переключения также монотонно уменьшается, стремясь к нулю при стремлении тяги к бесконечности.

Оптимальное время перелета в задаче на минимум тяги с фиксированной угловой дальностью почти пропорционально угловой дальности перелета. Произведение минимальной тяги на оптимальное время перелета стремится к некоторому асимптотическому значению при увеличении угловой дальности перелета.

Оптимизация возмущенных траекторий показало, что типичные возмущающие ускорения (нецентральность геопотенциала, притяжение Луны и Солнца) не приводят к большим изменениям в основных показателях качества. Максимальные отклонения в требуемой массе топлива и времени перелета, даже для сильно возмущенных траекторий, не превышают несколько процентов. Однако оптимальное управление на возмущенных траекториях может существенно отличаться от невозмущенного оптимального управления.

Заключение. Оптимизация многовитковых траекторий межорбитальных перелетов КА с ЭРДУ имеет важное практическое значение и требует развития теории и методов механики космического полета с малой тягой. В работе приведен обзор новых подходов, используемых при оптимизации таких траекторий и результатов, полученных с использованием разработанных методов.

Работа финансировалась по Соглашению № 075-15-2019-1894 с Минобрнауки РФ о предоставлении из федерального бюджета грантов в форме субсидий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Obukhov V.A., Petukhov V.G., Popov G.A. Application of stationary plasma thrusters for spacecraft insertion into the geostationary orbit. *IAC-12-C4.4.3, 63rd International Astronautical Congress, Naples, Italy*, 2012. P. 1-9
2. Testoyedov N., Rayevsky V., Somov Y. et al. Attitude and Orbit Control Systems of Russian Communication, Navigation and Geodesic Satellites: History, Present and Future. *IFAC-PapersOnLine*. 2017. Vol. 50. No, 1. C. 6422-6427
3. Shirazi A., Ceberio J., Lozano J. Spacecraft trajectory optimization: a review of models, objectives, approaches and solutions. *Progress in Aerospace Sciences*. 2018. Vol. 102. P. 76-98.
4. Petukhov V.G. Optimization of Interplanetary Trajectories for Spacecraft with Ideally Regulated Engines Using the Continuation Method. *Cosmic Research*. 2008. Vol. 46, № 3. P. 219-232.
5. Petukhov V.G. Method of continuation for optimization of interplanetary low-thrust trajectories. *Cosmic Research*. 2012. Vol. 50, № 3. P. 249-260,
6. Walker M.J.H., Ireland B., Owens J. A Set of Modified Equinoctial Elements. *Celestial Mechanics*. 1985. Vol. 36. P. 409-419; 1985. Vol. 38. P. 391.
7. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами. *Космические исследования*. 2004. Т. 42. № 3. С. 260–279.
8. Ахметшин Р.З. Плоская задача оптимального перелета космического аппарата с малой тягой с высокой эллиптической орбиты на геостационар. *Космические исследования*. 2004. Т. 42. № 3. С. 248–259.
9. Graham K.F., Rao A.V. Minimum-Time Trajectory Optimization of Low-Thrust Earth-Orbit Transfers with Eclipsing. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2016. Vol. 53. № 2. P. 289-303.
10. Петухов В.Г. Применение угловой независимой переменной и ее регуляризирующего преобразования в задачах оптимизации траекторий с малой тягой. *Космические исследования*. 2019. Т. 57. № 5. С. 373–385.
11. Иванюхин А.В., Петухов В.Г. Задача минимизации тяги и ее приложения. *Космические исследования*. 2015. Т. 53. №4. С. 320–321.
12. Sundman K. Memoire sur le problem des trios corps. *Acta Mathematica*, 1912. Vol. 36. P. 105-179.

V.G. Petukhov, G.A. Popov (Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute, Moscow), **N.A. Testoyedov** (JSC Information Satellite Systems, Zheleznogorsk). **Optimization of interorbital transfer of space vehicles with low thrust**

Abstract. The problem of optimizing the interorbital transfer with low thrust is considered. This problem is of great practical importance for the implementation of highly economical schemes for launching increased-mass spacecraft into high target orbits using electric propulsion systems. An overview of the main problems and new approaches is given, which make it possible to implement effective numerical methods for optimizing multi-turn trajectories with low thrust. New theoretical results obtained in the analysis of the properties of optimal solutions derived using the developed methods are presented.

В. В. САЗОНОВ, И. А. САМЫЛОВСКИЙ

(МГУ имени М.В. Ломоносова, центр фундаментальной и прикладной математики МГУ, Москва)

МЕТОД ПАССИВНОЙ НАВИГАЦИИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Доклад посвящен методу пассивной навигации межпланетного космического аппарата, основанному на минимизации квадратичного функционала, описывающего отклонения реальных измерений от промоделированных. При этом аргументами минимизации выступают компоненты вектора состояния космического аппарата, на основе значений которых получается траектория системы дифференциальных уравнений движения, по которой строятся промоделированные измерения. Демонстрируются результаты работы метода на модельных данных.

Введение. Растет количество миссий к различным телам солнечной системы. Для качественного решения научных задач необходимо оперативное определение положения космического аппарата на орбите вокруг небесного тела. Оптимальным решением этой задачи представляется использование данных от бортовых оптических измерительных приборов, в частности звездных датчиков. Этих приборы, производя измерения, определяют наборы угловых координат реперных объектов, включая Солнце, планеты или другие тела солнечной системы. На основе этих измерений требуется сделать вывод о соответствующем векторе состояния космического аппарата в рассматриваемой системе координат.

Решаемая задача. Доклад посвящен определению вектора состояния космического аппарата как решения $(\vec{r}_*, \vec{v}_*)$ задачи минимизации функционала, задающего отклонение "промоделированных" измерений (т.е. тех, которые были бы произведены на "промоделированной" траектории (см. Рис 1, Рис. 2),

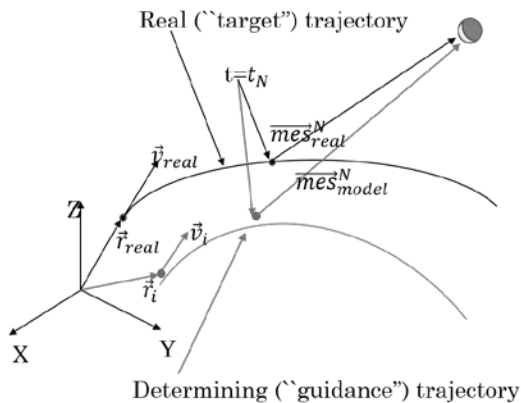


Рис. 1 Пример реальной (real) и промоделированной (определяемой, determining) траекторий при больших значениях функционала.

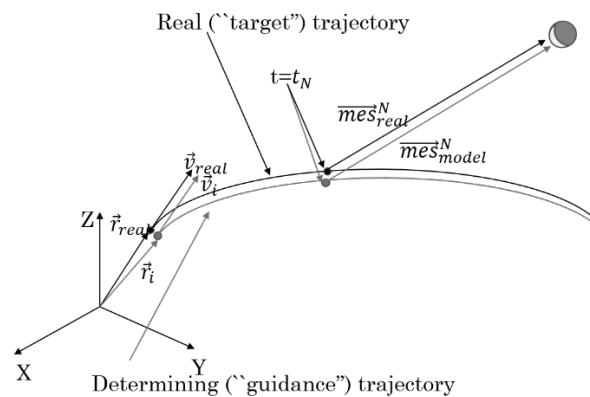


Рис. 1. Пример реальной (real) и промоделированной (определяемой, determining) траекторий при малых значениях функционала.

порожденной приближением реального фазового вектора) от реальных (т.е. тех, которые были получены с бортовых приборов):

$$\min_{(\vec{r}_m, \vec{v}_m)} \sum_{i=1}^N \|\vec{\rho}_i^{real}(t_i) - \rho_i^{model}(t_i; (\vec{r}_m, \vec{v}_m))\|^2, \quad (1)$$

где t_i – моменты измерений, $\vec{\rho}_i^{real}(t_i)$ – измерения, произведенные бортовой аппаратурой в эти моменты времени на реальной траектории КА (размерность каждого из векторов зависит от формы выходных данных соответствующего прибора), а $\vec{\rho}_i^{model}$ – «промоделированные» измерения, осуществленные теми же приборами и в те же моменты времени, но на траектории, порожденной текущим приближением $(\vec{r}_m, \vec{v}_m)$ реального начального условия $(\vec{r}_0, \vec{v}_0)$ системы уравнений пассивного движения КА в рассматриваемой системе координат

$$\begin{cases} \dot{\vec{r}} = \vec{v}, \\ \dot{\vec{v}} = -\mu_{grav} \frac{\vec{r}}{\|\vec{r}\|^3} + \sum \vec{a}_{dist} \end{cases} \quad (2)$$

где $\vec{r}, \vec{v}$ – радиус-вектор центра масс и вектор скорости центра масс космического аппарата, μ_{grav} – гравитационный параметр притягивающего центра, $\vec{a}_{dist}$ – возмущающие факторы (притяжение небесных тел и т.д.)

Учитывается динамика КА как материальной точки, вращательное движение моделируется "кинематически" за счет нацеливания оптических осей определенных приборов на реперные объекты (Солнце, спутник небесного тела и т.д.).

Метод решения и результаты экспериментов. Для поиска решения применяется программная реализация метода Левенберга-Марквардта (см. [1,2]) и прототип программного комплекса, позволяющий конфигурировать приборный состав КА (от него зависят параметры векторов $\vec{p}_i^{real}(t_i)$) и параметры набора измерений (от него зависит распределение моментов времени t_i).



Рис. 3 Пример основного экрана программы определения вектора состояния, использующей библиотеку GSL (см. [3])

Optimization starts ...
 Comp. in ECI (J2000) CS
 Start diff. in ECI = 33369.59017; 24171.22667;
 21682.65496; dist = 46560.87706
 Successful convergence.
 Computation time: 5.634 s.
 Iterations: 20
 Func evals: 165
 Initial cost: 3.23695e+06
 Final cost: 1.46255e-23
 Pos diff: 1.15688e-06; -2.56114e-06; -1.06229e-06, m.
 Pos diff length: 3.00437e-06 m.
 Vel diff: 2.31148e-10; -5.13589e-10; -1.82743e-10, m/s.
 Vel diff length: 5.92113e-10 m/s.
 Max position diff, 24h: 3.13607e-05 m.
 Max velocity diff, 24h: 7.41656e-10 m/s

Рис. 4 Вывод программы определения вектора состояния для оценки зависимости значения функционала от разницы между реальным и текущим вектором состояния

Излагаются результаты вычислительных экспериментов при различном распределении моментов измерений и различных характеристиках приборного состава (см. Рис. 3, Рис. 4). Демонстрируется возможность восстановления траектории КА по результатам "угловых" измерений.

Закключение. Представлена реализация метода пассивной навигации межпланетного космического аппарата, основанного на минимизации квадратичного функционала, описывающего отклонения реальных измерений от промоделированных. При этом аргументами минимизации выступают компоненты вектора состояния космического аппарата, на основе значений которых получается траектория системы дифференциальных уравнений движения, по которой строятся промоделированные измерения. Для минимизации применяется метод Левенберга-Марквардта. Демонстрируются результаты работы метода на модельных данных. Основными направлениями дальнейшей работы представляются, во-первых, исследование устойчивости метода при работе с зашумленными данными, и, во-вторых, повышение быстродействия для достижения приемлемой скорости и потребления аппаратных ресурсов для установки на бортовые вычислительные устройства.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Levenberg J.** A Method for the Solution of Certain Non-Linear Problems in Least Squares. *Quarterly of Applied Mathematics* 2(2), 164-168 (1944).

2. **Marquardt D.** An Algorithm for Least-Squares Estimation of Nonlinear Parameters. *SIAM Journal on Applied Mathematics* 11(2), 431-441 (1963)
3. **GSL minimization subroutines documentation**, <https://www.gnu.org/software/gsl/doc/html/nls.html>.

V.V.Sazonov, I.A.Samylovskiy (Lomonosov Moscow State University, Branch of the Moscow Center for Fundamental and Applied Mathematics at Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia). **Optimization-based method for interplanetary spacecrafts passive navigation**

Abstract. In this report we present a method for interplanetary spacecrafts passive navigation. Our method is based on quadratic cost (describing difference between real and ``model'' on-board sensors measurements) minimization, while minimization parameters are spacecraft state vector coordinates. These coordinates are used to construct spacecraft movement ODE system solution and ``model'' measurements at every method stage. We also demonstrate some computational experiments results.

А. С. САМОХИН

(Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН,
Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова)

М. А. САМОХИНА

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

ЗАДАЧА ОПТИМИЗАЦИИ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЁТА К МАРСУ С ТРЁХИМПУЛЬСНЫМ ПОДЛЁТОМ К ФОБОСУ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА ЛАГРАНЖА

Рассматривается задача оптимального управления межпланетным перелётом космического аппарата от Земли к Марсу с трёхимпульсным выходом на орбиту сопровождения Фобоса. Задача решается численно на основе принципа Лагранжа. Результаты сравниваются со схемой безыткового подлёта к Фобосу. Построение начального приближения осуществляется на основе комбинации решений задач Ламберта. При расчётах учитываются эфемериды, используется пакет NASA SPICE.

Введение. Рассматривается одна из актуальных задач оптимального управления межпланетным перелётом космического аппарата (КА) к естественному спутнику Марса Фобосу [1]. Данной теме посвящено множество исследований (см. [2] и библиографию к ней). В данной работе затрагивается только траекторная часть миссии. В настоящий момент полного математического исследования задачи с построением сквозной оптимальной экстремали нет, при этом Российская Федерация планирует осуществить миссию к Фобосу с целью забора образцов грунта в ближайшем будущем.

Рассматривается задача оптимизации межпланетного перелёта космического аппарата (КА) от Земли к Фобосу в импульсной постановке. Такое исследование с одной стороны необходимо для решения задач в более сложных непрерывных постановках, например, на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина как хорошее начальное приближение, с другой стороны представляет самостоятельный интерес. В данной работе траектория перелёта строится на основе принципа Лагранжа. Начальное приближение для решения краевой задачи берётся из рассмотрения траектории в качестве комбинации решений задач Ламберта. Краевые задачи Лагранжа и задачи Ламберта решаются численно на ЭВМ с учётом эфемерид, комбинация задач Ламберта оптимизируется внешними градиентными методами.

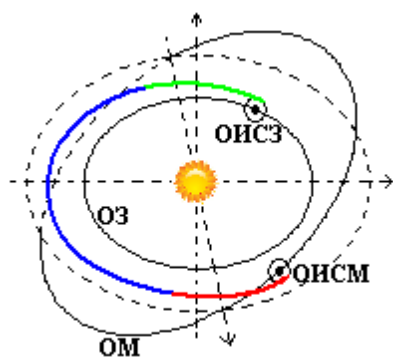


Рис. 1. Схема перелёта к Марсу. ОЗ – орбита Земли, ОМ – орбита Марса, ОИСЗ – орбита искусственного спутника Земли, ОИСМ – орбита искусственного спутника Марса, зелёным отмечен геоцентрический участок экспедиции, синим – гелиоцентрический, красным – марсоцентрический.

Предлагаемый доклад посвящен описанию математической постановки задачи, используемых методов численного решения задачи, полученным при численном моделировании результатам. Сравниваются результаты полёта по траектории с трёхимпульсным подлётом к Фобосу и перелёта с прямой схемой выведения.

Постановка задачи. Схема экспедиции представлена на рис. 1. В начальный момент времени t_0 КА находится на круговой орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ) ты 200 км и наклона 51.6° к экватору, соответствующей выведению КА с Байконура. В конечный момент времени t_3 КА выводится на орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ) – круговую орбиту сопровождения Фобоса, соответствующую его средней орбите из эфемерид MAR097, при этом угловое положение КА и Фобоса на конечной орбите может отличаться. КА и Фобос в работе представляют собой непритягивающие материальные точки, так как их масса мала. Гравитационные поля Солнца, Земли, Марса считаются центральными ньютоновскими и учитываются во время всего перелёта. Положения центров масс Земли и Марса соответ-

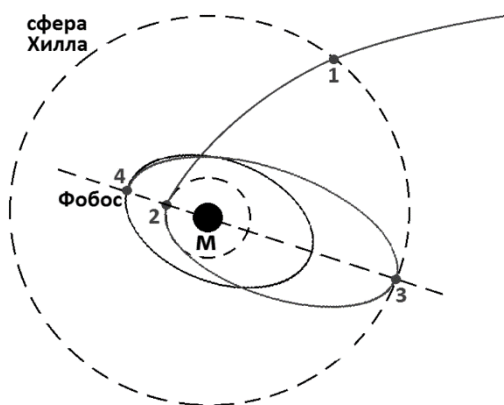


Рис. 2. Схема 3-импульсного полета к Фобосу в сфере действия Марса. М – Марс; точка 1 – пересечение КА сферы Хилла Марса; 2 – перигей траектории; 3 – точка выхода КА на сферу Хилла Марса, в которой происходит поворот орбиты; 4 – конечная точка полета, в которой КА выходит на орбиту сопровождения.

ствуется эфемеридам DE424. Дата запуска t_0 выбирается с 2020 по 2030 год, общая продолжительность миссии $t_3 - t_0$ ограничена 1300 днями. Из-за эффекта потери точности движение КА описывается в нескольких системах координат.

Для выхода на ОИСМ используется следующая схема, представленная на Рис. 2. После пересечения КА сферы Хилла Марса в точке 1 далее КА движется по гиперболической подлётной траектории и в момент времени t_1 в точке 2, находящейся в периге траектории на расстоянии 50 км от поверхности Марса в плоскости конечной орбиты сопровождения Фобоса подается тормозной импульс по направлению скорости КА, необходимый для подъема орбиты КА до сферы Хилла Марса. На сфере Хилла в момент t_2 в точке 3 дается еще один импульс, необходимый для подъема перигея орбиты и поворота орбиты КА до плоскости орбиты ИСМ. В момент времени t_3 в точке 3 выдается последний тормозной импульс, который необходим для выравнивания скорости КА со скоростью дви-

жения по конечной круговой орбите. Потенциально необходимое условие фазировки не учитывается, считается что попадание в Фобос в конечный момент времени может быть обеспечено небольшим уменьшением высоты точки 3, что незначительно повлияет на всю траекторию, это предположение было подтверждено проведенными расчетами.

Полеты КА от точки 2 до 3 и от точки 3 до 4 считаются гомановскими, соответствующие им импульсы рассчитываются аналитически и добавляются в функционал задачи, благодаря чему численное интегрирование может быть завершено в момент времени t_1 в точке 2. Работа двигателей большой тяги для ускорения и торможения КА вблизи Земли и Марса аппроксимируется импульсными воздействиями. Управление осуществляется направлением и величиной четырех импульсов в моменты t_0, t_1, t_2, t_3 .

Оптимизируются долгота восходящего узла исходной орбиты ИСЗ, положение КА на ней, моменты времени t_0, t_1 , направления и величины импульсов. Минимизируется аналог затрат массы – сумма значений четырех импульсов задачи.

Метод решения и результаты. Рассматриваемая задача формализуется как задача Лагранжа и на основе принципа Лагранжа ее решение сводится к решению краевой задачи 36-го порядка. Краевая задача нелинейна и в работе решается численно методом многоточечной пристрелки. Авторами был реализован программный комплекс на языке С с использованием пакета SPICE для учета эфемерид, особенности работы с пакетом приводятся в [3]. Серия задач Коши решается численно явным методом Рунге-Кутты 8-го порядка, основанным на расчётных формулах Дормана-Принса 8(7) с автоматическим выбором шага [4]. Решение системы нелинейных алгебраических уравнений осуществляется модифицированным методом Ньютона с использованием в условии сходимости нормировки Федоренко. Начальное приближение строилось на основе решения комбинации задач Ламберта [5].

Поставленная задача была численно. Окна старта к Марсу открываются каждые 2 года, построена зависимость функционала от даты старта. Оптимальное время старта КА – ноябрь 2026 года. У КА есть 30-дневное окно для старта, при котором потери по функционалу составляют не более 5%. На лучшей траектории к Марсу КА летит 312 дней, затем сидит на Фобосе 365 дней, далее возвращается к Земле за 340 дней. Все промежуточные импульсы на сферах действия планет и сфере Хилла в точке 1 (Рис. 2) на локально-оптимальных траекториях отсутствуют. При трёхимпульсном полёте к Фобосу время перелёта по гомановским траекториям от точки 2 до точки 3 и от точки 3 до точки 4 составляет 63 дня. Выигрыш по функционалу по сравнению с прямым попаданием КА в сферу действия Марса из точки 1 в точку 4 составляет

более 400 м/с, что позволяет судить о целесообразности реализации 3-импульсной схемы при полёте к Фобосу.

Заключение. В работе рассматривалась задача космодинамики. На основе принципа Лагранжа её решение сводилось к краевой задаче. Краевая задача решалась численно методом многоточечной пристрелки. Результаты расчётов могут быть использованы в качестве начального приближения для исследования задачи в более точной постановке с ограниченной величиной тяги, при этом возможен аккуратный учёт условий фазировки для точного попадания в Фобос [7].

В результате решения задачи с использованием реализованного авторами на ЭВМ на языке С программного комплекса была численно построена траектория перелёта к Фобосу. Дополнительно её оптимальность в случае безвиткового подлёта к Фобосу проверена на основе принципа максимума Понтрягина в более сложной постановке [7]. Полученные результаты позволяют судить о целесообразности трёхимпульсного манёвра при подлёте к Фобосу.

Дальнейшие исследования будут направлены на решение задачи с подобным манёвром в более сложных постановках на основе принципа максимума Л.С. Понтрягина с кусочно-непрерывной ограниченной тягой. Полученная траектория межпланетного перелёта может быть использована для построения траектории экспедиции к Фобосу с возвратом к Земле [8].

ЛИТЕРАТУРА

1. Энеев Т.М. Актуальные задачи исследования дальнего космоса. *Космические исследования*. 2005. Том 43. № 6. С. 403–407.
2. **Фобос-Грунт**. Проект космической экспедиции. Научное издание в двух томах. Том 1, 2. Москва, ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина” Роскосмоса, Учреждение Российской академии наук Институт космических исследований РАН, 2011. 519 с.
3. **Samokhin A., Samokhina M.** Verification of the second-order optimality conditions in the modeling of the SC expedition with the returning to the Earth based on two Lambert’s problems solving. *Advances in the Astronautical sciences*. 2018. Vol. 161. P. 843–862.
4. Хайпер Э., Нёрсегг С.П., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. М.: Мир, 1989. 512 с. 1. Eneev T.M. Pressing Issues of the Day in Studying Deep Space // *Cosmic research*. – 2005. – Vol. 43. – № 6. – P. 383–387.
5. **Samokhin A.S.** Optimization of expedition to Phobos using the impulse control and solution to Lambert problems taking into account attraction of the Earth and Mars. *Moscow University Mathematics Bulletin*. 2014. Vol. 69. No. 2. P. 84–87. doi: 10.3103/S0027132214020089.
6. **Samokhina M.A., Samokhin A.S., Zapletin M.P., Grigoryev I.S.** Method of optimal trajectories design for a spacecraft with a jet engine of a large limited thrust in problems with the phasing condition. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2018. Vol. 161. P. 711–730.
7. **Samokhin A.S., Samokhina M.A., Grigoryev I.S., Zapletin M.P.** The optimization of interplanetary flight to Phobos with a jet engine of combined low and high limited thrust. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2020. V. 170. P. 213–227.
8. **Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохин А.С., Самохина М.А.** Оптимизация экспедиции к Фобосу с комбинированной тягой с возвращением к Земле. *Инженерный журнал: наука и инновации*. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. № 7. 24 с. doi: 10.18698/2308-6033-2017-7.

A.S. Samokhin (Lomonosov Moscow State University, Moscow; V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow), **M.A. Samokhina** (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow). **The problem of interplanetary flight to Mars optimization with three-pulse approach to Phobos based on Lagrange principle**

Abstract. The problem of the spacecraft interplanetary flight from the Earth to Mars with a three-pulse approach to Phobos tracking orbit optimization is considered. The problem is solved numerically based on the Lagrange principle. The results are compared with the turn-free approach to Phobos. The design of the initial approximation is carried out on the basis of the Lambert problems combination solutions. Ephemeris is taken into account in the calculations, the NASA SPICE package is used.

Л.И. СИНИЦЫН, И.В. БЕЛОКОНОВ
(ФГАО УВО «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева»)

ФАКТОРНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ НАНОСПУТНИКА С ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

В работе исследуется эффективность коррекции орбиты наноспутника с электротермической двигательной установкой. Для этого была разработана имитационная модель формирования корректирующего импульса для наноспутника (НС) с учётом особенностей электротермической двигательной установки (ЭТДУ). Выполнен анализ движения НС при выдаче разгонного импульса в вероятностной постановке. Проведён факторный анализ, на основании которого оценено влияние параметров НС и ЭТДУ на динамику движения и изменение траекторных параметров.

Введение. Одной из актуальных проблем в области создания космических аппаратов нанокласса является создание миниатюрных двигательных установок, которые позволяют поддерживать и корректировать орбиту, а также обеспечивать увод наноспутника с орбиты после завершения миссии для предотвращения превращения его в космический мусор.

В соответствии с современными тенденциями в области создания наноспутников на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета был разработан блок маневрирования для наноспутников стандарта CubeSat. В разработанном блоке маневрирования используется электротермическая двигательная установка с жидким рабочим телом, состоящая из системы управления двигательной установкой, бака с вытеснительной системой подачи рабочего тела (РТ), распределителя, осуществляющего дозирование и подачу рабочего тела в нагреватель, нагревателя – для испарения и перегрева пара РТ до выбранной температуры и направления его к соплу [1].

Для успешного проведения наноспутником космических миссий необходимо иметь адекватные математические модели движения для оценки эффективности выполняемых манёвров. Эти модели должны носить вероятностный характер и учитывать комплекс факторов, влияющих на движение наноспутника.

Предлагаемый доклад посвящен исследованию эффективности коррекции орбиты наноспутника с электротермической двигательной установкой на основе факторного анализа результатов стохастического моделирования движения наноспутника.

Параметры имитационной модели. Для оценки влияния работы блока маневрирования на характер движения наноспутника (как движения центра масс, так и движения относительно центра масс) было разработано программное обеспечение, позволяющее проводить численное моделирование исследуемой динамической системы. Помимо прогноза движения, программа позволяет оценить проекции приращения скорости и крутящие моменты, которые возникают при работе двигательной установки из-за неточности позиционирования элементов конструкции НС и ЭТДУ.

Задача моделирования процесса коррекции движения рассматривается в вероятностной постановке. В качестве случайных рассматриваются конструктивные параметры НС и ЭТДУ [2], а также начальные условия движения. Так как истинные распределения конструктивных параметров НС и ЭТДУ неизвестны, полагается, что они распределены по наихудшему сценарию – по равномерному закону. В перечень конструктивных параметров входят: полная масса НС, массо-габаритные параметры элементов системы хранения и подачи РТ, смещение центров масс элементов системы хранения и подачи РТ относительно сопла, геометрические параметры сопла, температура и давление РТ на входе в сопло, угловое отклонение продольной оси сопла от продольной оси НС, длительность выхода тяги на установившийся режим, длительность затухания тяги, смещение сопла относительно геометрического центра, массовый расход РТ.

Вектор прироста скорости вычисляется как разница между вектором скорости НС в орбитальной системе координат (ось ОУ орбитальной системы координат направлена по местной

вертикали, OZ по бинормали к орбите, OX дополняет систему координат до правой) в момент T после выдачи импульса тяги и вектором скорости до выдачи импульса тяги.

Моделирование движения и результаты факторного анализа. Для оценки эффективности коррекции орбиты проведена серия статистических испытаний с объёмом выборки 40000, что приблизительно соответствует 0,5% точности получения вероятностных оценок.

На основе результатов моделирования движения НС проводится факторный анализ, позволяющий оценить вклад конструктивных параметров НС на эффективность коррекции орбиты.

В среде Matlab было разработано универсальное программное обеспечение, позволяющее получать линейное уравнение регрессии для выборок произвольного объёма. На вход программы подаётся файл с результатами статистических испытаний в виде массива размерности $n \times (m_0 + 1)$, где n – объём выборки, m_0 – количество всех случайных факторов, учитываемых стохастической моделью, и один столбец со значениями зависимой переменной (первый столбец массива). Отбрасывание мультиколлинеарных факторов, определение факторов, оказывающих наибольшее влияние на зависимую переменную, и вычисление коэффициентов уравнения регрессии происходит в автоматическом режиме после запуска программы.

При проведении расчётов в качестве зависимой переменной выбраны проекции вектора прироста скорости в результате выдачи импульса. На основании проведённого анализа было определено, что из всех учитываемых факторов существенное влияние на ΔV_x оказывают лишь 4, которые вошли в уравнение регрессии, имеющее вид:

$$\Delta V_x = -0,1704 - 0,0233BS_y + 568,0782R_{кр} + 0,028t_1 - 0,0032t_2, \quad (1)$$

где BS_y – смещение центра масс топливного бака относительно сопла по поперечной оси НС, м; $R_{кр}$ – радиус критического сечения сопла, м; t_1 – длительность выхода тяги на установившийся режим, с; t_2 – длительность затухания тяги, с.

Гистограмма распределения значений проекции вектора прироста скорости по оси OX , полученная в результате моделирования движения НС, показана на рисунке 1 (а). Графики зависимости прироста скорости от номера наблюдения для экспериментальных и рассчитанных с помощью уравнения регрессии значений приведены на рисунке 1 (б).

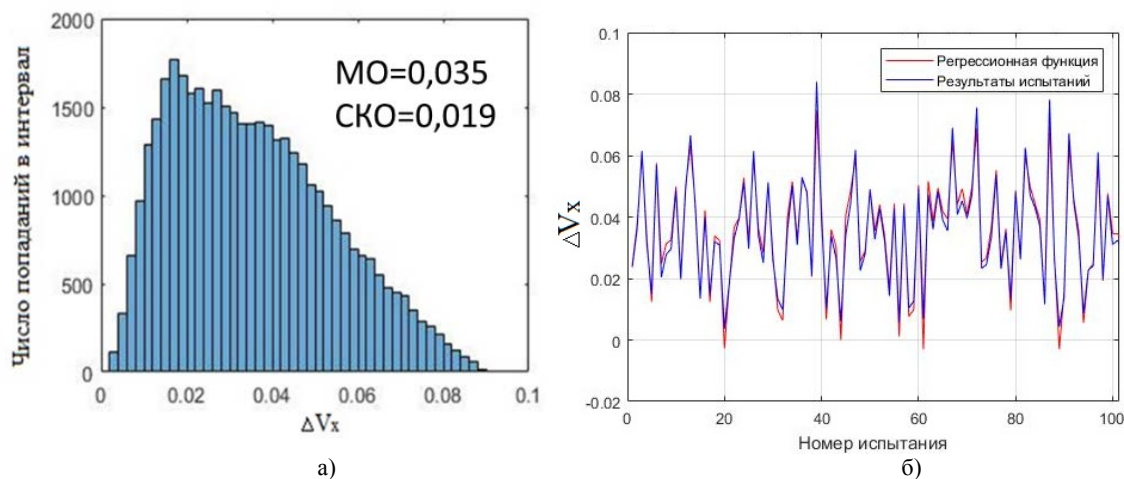


Рис. 1. Результаты моделирования: а) гистограмма прироста скорости по оси OX в орбитальной системе координат; б) экспериментальные и расчётные значения зависимой переменной для первых ста реализаций

Из рисунка 1 (б) видно, что регрессионная функция практически повторяет значения экспериментальных данных. На рисунке приведена только часть выборки (первые сто реализаций), так как на всём диапазоне реализаций, составляющем 40000, визуально определить характер графиков невозможно.

Коэффициенты линейного уравнения регрессии (1), взятые по модулю, позволяют оценить степень влияния соответствующего конструктивного параметра на прирост скорости (или дру-

гую исследуемую величину, выбираемую в качестве зависимой переменной). Так, в уравнении (1) смещение центра масс бака от сопла по оси OY_l вносит вклад 0,0041%, радиус критического сечения сопла оказывает наибольшее влияние, а именно 99,9904%, процент вклада таких параметров, как длительность выхода на режим и длительность затухания тяги вносят вклад менее, чем 0,1% каждый.

Аналогично с выражением (1), было получено уравнение регрессии для ΔV_z , на основании которого было определено, что существенное влияние на прирост скорости по бинормали к орбите оказывают следующие факторы: наибольшее влияние оказывает радиус критического сечения сопла с 97,2%, а наименьшее влияние – длительность выхода на режим и длительность затухания тяги (по 0,3% влияния), отклонение сопла в плоскости $X_l OY_l$ вносит вклад 2,2%.

В работе также даётся оценка крутящих моментов, возникающих при рассогласовании линий приложения сил в результате погрешностей конструктивных параметров НС с ЭТДУ. На рисунке 2 приведены гистограммы моментов импульса на продольную и поперечную оси НС, возникающие во время выдачи корректирующего импульса.

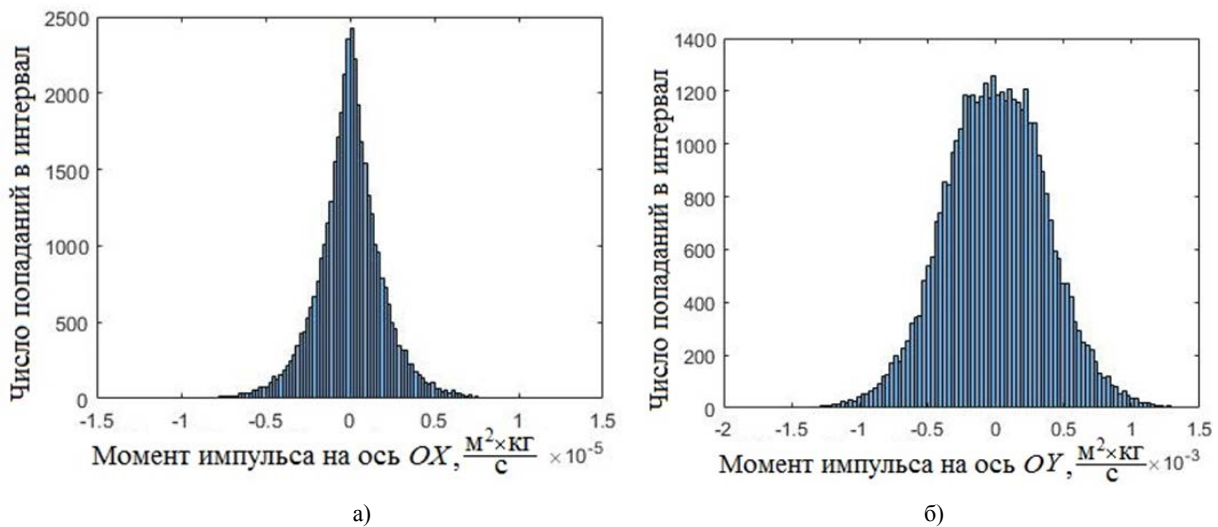


Рис. 2. Проекция момента импульса на оси связанной системы координат:
а) на продольную ось; б) на поперечную ось

Величины крутящих моментов (среднеквадратическое отклонение моментов импульса составило $2 \times 10^{-6} \text{ м}^2 \times \text{кг} \times \text{с}^{-1}$ для продольной оси и $4 \times 10^{-4} \text{ м}^2 \times \text{кг} \times \text{с}^{-1}$ для поперечной оси) превышают величины аэродинамического и гравитационного моментов для стандартных наноспутников формата CubeSat на орбитах высотой 400 км. Это говорит о необходимости задания жёстких требований к конструктивным параметрам, выявленным по результатам факторного анализа, или внедрения в конструкцию НС дополнительных исполнительных устройств, позволяющих поддерживать вектор тяги в заданном положении.

Закключение. Разработана имитационная модель формирования корректирующего импульса для НС с учётом особенностей ЭТДУ. Предложена методика, позволяющая выделить факторы, оказывающие значительное влияние на эффективность коррекции орбиты. На основании разработанной методики сформулированы требования к технологическим погрешностям конструктивных параметров НС с ЭТДУ для обеспечения требуемой точности коррекции движения.

Работа выполнена в рамках проекта FSSS-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Белоконов И.В., Ивлиев А.В., Богатырев А.М., Кумарин А.А., Ломака И.А., Симаков С.П.** Выбор проектного облика двигательной установки наноспутника. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2019. Т. 18, № 3. С. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37
2. **Белоконов И.В., Ивлиев А.В.** [и др.] Разработка блока маневрирования для наноспутника: отчёт о НИОКР Рег. №: АААА-А16-116012510020-3. Самара: Самарский университет, 2017. 88 с.

L.I. Sinitsin (Samara National Research University, Samara), **I.V. Belokonov** (Samara National Research University, Samara). **Factor analysis of the nanosatellite orbit correction efficiency with electrothermal propulsion system**

Abstract. The paper studies the efficiency of the nanosatellite orbit correction with an electrothermal propulsion system. For this, a simulation model of the correcting pulse for a nanosatellite was developed, taking into account the features of an electrothermal propulsion system. The analysis of the movement of the nanosatellite during the issuance of the accelerating pulse is carried out. A factor analysis was carried out, on the basis of which the influence of the design parameters of a nanosatellite and an electrothermal propulsion system on the dynamics of motion and changes of trajectory parameters was estimated.

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

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СВОБОДНОЛЕТАЮЩИМ КОСМИЧЕСКИМ МАНИПУЛЯЦИОННЫМ РОБОТОМ ПРИ СБЛИЖЕНИИ С НЕКООПЕРИРУЕМЫМ СПУТНИКОМ

В работе исследуется система управления сервисным спутником при сближении с некооперируемым космическим аппаратом, находящимся в состоянии неконтролируемого движения. Система управления сервисным спутником рассматривается как двухуровневая многоканальная система управления и разрабатываются методы многокритериальной оптимизации с учетом многоканальности с перекрестными связями. В работе предложена математическая модель системы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом на этапе наведения и стабилизации, предложены критерии эффективности.

Введение. Концепция обслуживаемого космоса является перспективным направлением развития космической техники. Сервисное обслуживание вышедших из строя спутников, их перемещение и сборка на орбите позволят увеличить срок эксплуатации существующих спутников.

В настоящее время работы в области сервисного обслуживания ведутся в NASA [1], DARPA [2], DLR (Немецкий Аэрокосмический центр, Германия) [3], Northrop Grumman [4], Effective Space (Израиль) [5].

Предлагаемый доклад посвящен управлению сервисным спутником на этапе наведения и стабилизации при сближении с некооперируемым космическим аппаратом. В рамках данной работы необходимо сформировать математическую модель двухуровневой многоканальной иерархической системы управления сервисным спутником при сближении с некооперируемым космическим аппаратом, находящимся в состоянии неконтролируемого движения.

Стратегия управления. Сервисный спутник предлагается представить в виде свободнолетающего космического аппарата с установленным на нем одним или несколькими манипуляторами. Обслуживаемым космическим аппаратом является некооперируемый спутник, который в общем случае может двигаться по неизвестной и достаточно сложной траектории.

Управление сервисным спутником при орбитальном обслуживании некооперируемого космического аппарата можно разделить на следующие этапы [6]:

- Дальнее наведение – на данном этапе происходит сближение сервисного спутника с целевым космическим аппаратом на безопасное расстояние;
- Ближнее наведение – на данном этапе осуществляется маневрирование в непосредственной близости с обслуживаемым спутником;
- Стабилизация – осуществляется одновременно с раскрытием манипуляционной системы;
- Захват – осуществляется с использованием манипуляторов. Захват может выполняться как в автоматическом режиме, так и в режиме дистанционного управления с Земли или с борта космической станции;
- Стабилизация связки сервисного спутника с пассивным космическим аппаратом;
- Выполнение сервисно-монтажных работ – на данном этапе может осуществляться ремонт обслуживаемого космического аппарата, замена вышедших из строя блоков, дозаправка и др.;
- Отделение сервисного космического аппарата от обслуживаемого или их дальнейшее совместное движение;
- Выведение обслуживаемого космического аппарата на орбиту захоронения.

В предлагаемом докладе исследуется система управления сервисным спутником на этапе дальнего наведения. На данном этапе формируется эффективная траектория сближения сервис-

ного спутника на безопасном расстоянии с целевым космическим аппаратом, при этом ориентацией обслуживаемого спутника можно пренебречь.

Система управления сервисным спутником представляется в виде двухуровневой многоканальной системы управления наведение-стабилизация, а управление осуществляется с использованием методов многокритериальной оптимизации многоуровневых многоканальных систем [7]. В исследуемой системе управление на уровнях наведения и стабилизации осуществляется по трем каналам.

Общая схема двухуровневой трехканальной системы управления наведение-стабилизация представлена на рисунке 1.

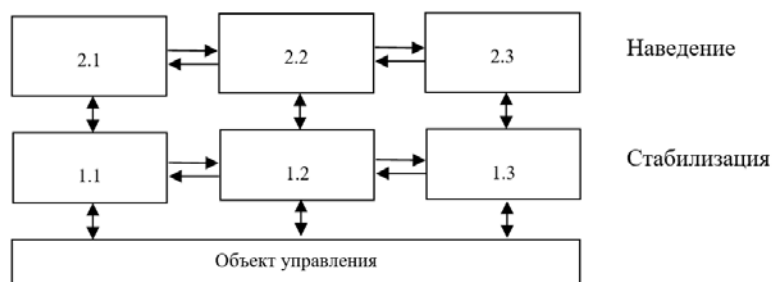


Рис. 1. Двухуровневая трехканальная система управления наведение-стабилизация

Для реализации оптимального управления формируются предельно-эффективные управления на уровнях наведения и стабилизации, после чего осуществляется оптимизация всей системы с межуровневой балансировкой.

Критериями эффективности на уровне наведения является точность, энергоэффективность и требуемое положение сервисного спутника относительно обслуживаемого. В качестве критериев эффективности на уровне стабилизации используются критерии точности и качества управления, критерии устойчивости, быстродействия и энергоэффективности.

Построение системы управления по иерархическому принципу позволяет учесть многоканальность с перекрестными связями каналов и обеспечить уровни иерархии межуровневой балансировкой по эффективности.

В представляемом докладе предложена математическая модель двухуровневой многокритериальной иерархической системы управления сервисным спутником на этапе сближения с некооперируемым космическим аппаратом, находящимся в состоянии неконтролируемого движения, сформированы критерии эффективности на уровнях наведения и стабилизации.

Заключение. Предложенный доклад посвящен математической модели системы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом на этапе дальнего сближения с некооперируемым космическим аппаратом. Система представлена в виде иерархической многоканальной системы управления.

В рамках дальнейшей работы необходимо разработать методы многокритериальной оптимизации иерархической системы управления свободнолетающим космическим манипуляционным роботом на этапе сближения с обслуживаемым спутником, разработать методы ближнего наведения и стабилизации с учетом влияния движения манипуляционной системы.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 20-38-90261.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Reed B. B., Smith R. C., Naasz B. J., Pellegrino J. F., & Bacon C. E.** The restore-L servicing mission. In *AIAA SPACE*. 2016. P. 5478.
2. **Roesler G.** Robotic servicing of geosynchronous satellites (rsgs). Defense Advanced Research Projects Agency, <http://www.darpa.mil/program/robotic-servicing-of-geosynchronous-satellites> (Retrieval date: 10.08.2020).
3. **Reintsema D., Thaeter J., Rathke A., Naumann W., Rank P., & Sommer J.** DEOS—the German robotics approach to secure and de-orbit malfunctioned satellites from low earth orbits. In *Proceedings of the i-SAIRAS. Japan: Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*. 2010. P. 244-251.

4. Mission Extension Vegicle. www.northropgrumman.com/space/space-logistics-services/mission-extension-vehicle/ (Retrieval date: 10.08.2020).
 5. **Barnett D. J.** The Space Drone Adaptable Servicing Spacecraft. *ESA Clean Space Industrial Day*, 2018.
 6. **Козлова Н. Ю., Фомичев А. В.** Перспективные задачи сервисного обслуживания для продления срока эксплуатации космических аппаратов. XLIV Академические чтения по космонавтике (Москва, 28—31 января 2020 г.): сборник тезисов: т. 2 — Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020. С. 218 – 220
 7. **Полтавский А.В., Семенов С. С., Воронов Е. М., Крянев А. В.** Методы принятия решений в задачах оценки качества и технического уровня сложных технических систем. М.: ЛЕНАНД, 2016. 520 С.
-

N.Yu. Kozlova, A.V. Fomichev (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Mathematical Model of free-flying space manipulation robot during approaching a non-cooperative spacecraft**

Abstract. The paper investigates the service satellite control system when approaching a non-cooperative spacecraft in the state of uncontrollable motion. The service satellite control system is considered as a two-level multichannel control system and multicriteria optimization methods with cross-links are developed. The mathematical model of the control system for free-flying space manipulation robot at the guidance and stabilization phase is proposed. The efficiency criteria are presented.

Е. И. СОМОВ, С. А. БУТЫРИН, С. Е. СОМОВ
(Самарский государственный технический университет)

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПРИ СБЛИЖЕНИИ С ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКОМ

Рассматриваются методы наведения и управления движением космического робота при сближении с геостационарным спутником для последующей визуальной инспекции его технического состояния. Представляются результаты компьютерной имитации.

Введение. Информационные спутники на геостационарной орбите (ГСО) имеют требуемую длительность службы до 25 лет при наличии технического обслуживания с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ). Ограничения на затраты топлива при выведении космического аппарата (КА) на ГСО приводят к проблеме его «до-выведения» от геопереходной орбиты до геостационарной по комбинированной схеме с применением электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ). В статье [1] представлены суть проблемы и бюджеты вывода КРМ массой $m \approx 3000$ кг на ГСО при его запуске с «до-выведением» в течение 122 суток. В системе управления движением (СУД) КРМ применяются следующие приводы: ЭРДУ с тягой $P = 0,58$ Н, двигательная установка малой тяги (ДУМТ) на основе 8 реактивных двигателей (РД) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги $P^m = 0,5$ Н каждого РД (рис. 1) и силовой гироскопический кластер (СГК) по схеме 2 Scissored Pair Ensemble (2-SPE) на основе четырёх гиринов (ГД) с собственным кинетическим моментом (КМ) $h_g = 30$ Нмс, рис. 2.

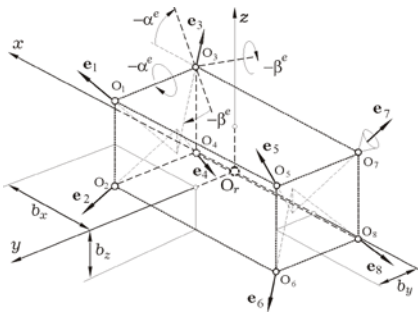


Рис. 1. Схема ДУМТ на основе восьми РД

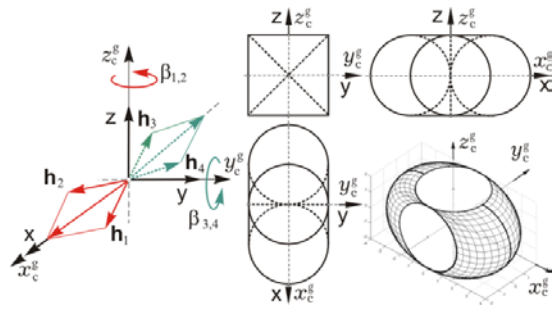


Рис. 2. Схема 2-SPE СГК на основе четырех ГД

Предлагаемый доклад посвящен проблемам наведения и управления пространственным движением КРМ при его сближении с геостационарным спутником (целью) с расстояния 5 км до дальности 50 м для последующей визуальной инспекции его технического состояния.

Модели и постановка задачи. Для описания движения КА применяются геоцентрическая $I_{\oplus} (O_{\oplus} X^i Y^i Z^i)$ и солнечно-эклиптическая I_s инерциальные системы координат (ИСК), обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $(\cdot)^t, [\cdot \times]$ и $\circ, \sim$ для векторов, матриц и кватернионов, $i = 1, 2, \dots, m \equiv 1 \div m$. Используются орбитальные системы координат (ОСК) $O_r x^0 y^0 z^0$ КРМ с полюсом O_r и цели $O_t x_t^0 y_t^0 z_t^0$ с полюсом O_t . Вектор тяги РДУ направлен по оси $O_r y$ связанной с корпусом КРМ системы координат (ССК) $O_r x y z$, а для инспекции цели на борту КРМ применяется телескоп с осью визирования параллельной этой же оси. Если КРМ считать твёрдым телом массой m , то модель его движения в ИСК $I_{\oplus}$ в проекции на оси ССК $O_r x y z$ имеет вид

$$\mathbf{r}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \mathbf{v}; \quad m(\mathbf{v}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d; \quad \dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \quad \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{T}^d, \quad (1)$$

где кватернион $\boldsymbol{\Lambda}$ представляет ориентацию КРМ в ИСК, вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где $\mathbf{H}$ – вектор КМ СГК, используются векторы тяги $\mathbf{P}^e$ и момента $\mathbf{M}^e$ двигательной установки, момента $\mathbf{M}^g \equiv -\mathbf{H}^*$ СГК, векторы внешних возмущений $\mathbf{F}^d$, $\mathbf{T}^d$ и символ $(\cdot)^*$ локальной производной.

При законе углового наведения робота, заданного кватернионом $\Lambda^P(t)$, погрешность ориентации его ССК $O_r \text{ хуз}$ определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^P \circ \Lambda$ при $\mathbf{e} = \{e_i\}$, которому соответствуют матрица ошибки ориентации $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектор модифицированных параметров Родрига $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}/(1 + e_0) = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$ с ортом $\mathbf{e}^e$ оси Эйлера и углом Φ^e собственного поворота, а также вектор угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$.

На рис. 1 орты $\mathbf{e}_p$, $p = 1 \div 8$ по осям сопел РД и параметры b_x, b_y, b_z задают вектор $\mathbf{p}_p$ точки O_p приложения вектора тяги p -го РД. ШИМ тяги $p_p(t)$ представляется моделью $p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_{zu}^e, t_s, \tau_m, v_{pr}) \forall t \in [t_s, t_{s+1})$ при периоде T_u^e и запаздывании T_{zu}^e . Здесь P^m представляет тягу, одинаковую для всех РД, $t_s = sT_u^e$, $s \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ и функции

$$\text{PWM}(t, t_s, \tau_m, v_{ps}) \equiv \begin{cases} \operatorname{sign} v_{ps} & t \in [t_s, t_s + \tau_{ps}), \\ 0 & \dots t \in [t_s + \tau_{ps}, t_{s+1}); \end{cases} \quad \tau_{ps}(\tau_m) = \begin{cases} 0 & |v_{ps}| \leq \tau_m; \\ \operatorname{sat}(T_u^e, |v_{ps}|) & |v_{ps}| > \tau_m. \end{cases}$$

Вектор тяги РД $\mathbf{p}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$, векторы тяги $\mathbf{P}^e$ и момента $\mathbf{M}^e$ ДУМТ формируются как $\mathbf{P}^e = \Sigma \mathbf{p}_p(t)$ и $\mathbf{M}^e = \Sigma [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{p}_p(t)$. Столбец $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = h_g \mathbf{h} = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$ представляет вектор КМ СГК, где $|\mathbf{h}_p| = 1$, $p = 1 \div 4$. При цифровом управлении скоростями ГД $\mathbf{u}_k^g(t) = \{u_{pk}^g(t)\}$, $u_{pk}^g(t) = u_{pk}^g \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ в моменты $t_k = kT_u$ с периодом T_u , $k \in N_0$, вектор $\mathbf{M}^g = \{M_i^g\}$ управляющего момента СГК представляется соотношениями $\mathbf{M}_k^g(t) = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t)$; $\dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t)$, где столбец $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ и матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$.

Предполагается, что СУД КРМ имеет бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) с инерциальным измерительным модулем гироскопов и акселерометров, которая корректируется сигналами спутников ГЛОНАСС/GPS, а при дальности менее 500 м координаты траекторного и углового движения КРМ относительно цели определяются также оптоэлектронными камерами наблюдения и лидарами [2].

Задача состоит в синтезе законов наведения и управления пространственным движением КРМ при изменении его дальности до цели с 5000 м до 50 м, а также в нелинейном анализе динамики СУД КРМ при таком сближении на основе компьютерной имитации.

Алгоритмы наведения и управления. В начальный момент времени t_i в ИСК известны векторы расположения и скорости поступательного движения КРМ $\mathbf{r}_r(t_i)$, $\mathbf{v}_r(t_i)$ и цели $\mathbf{r}_t(t_i)$, $\mathbf{v}_t(t_i)$. При введении опорной круговой орбиты радиуса $r_r(t_i) = \operatorname{const}$ в плоскости земного экватора удобно использовать цилиндрическую систему координат (ЦСК) [3]. Здесь координатами являются значения радиали r и угла u её отклонения от произвольного направления в плоскости опорной орбиты, а также смещения z в направлении, ортогональном этой плоскости. Поступательное движение робота в ИСК определяется соотношениями $\mathbf{r}_r = \{r C_u, r S_u, z\}$;

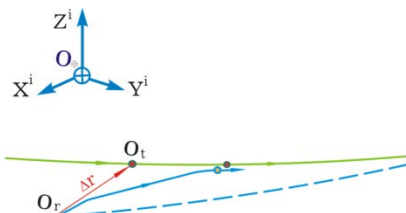


Рис. 3. Схема сближения КРМ с целью

$\mathbf{v}_r = \{\dot{r} C_u - r S_u \dot{u}, \dot{r} S_u + r C_u \dot{u}, \dot{z}\}$. Пусть w^r, w^t и w^z представляют радиальную, трансверсальную и боковую компоненты вектора управляющего ускорения КРМ, а μ – гравитационный параметр Земли. Движение КРМ при его сближении с целью (рис. 3) в центральном гравитационном поле на интервале времени $t \in [t_i, t_f]$ описывается уравнениями

$$\ddot{r} - r\dot{u}^2 + \mu/r^2 = w^r; \quad r\ddot{u} + 2\dot{r}\dot{u} = w^t; \quad \ddot{z} + \mu z/r^3 = w^z$$

при известных краевых условиях по орбитальным переменным ЦСК. Здесь на основе аналитических соотношений [3] выполняются прогноз положения $\mathbf{r}_t^p(t)$ и скорости $\mathbf{v}_t^p(t)$ цели на интервале времени $t \in [t_i, t_f]$ и аналитический расчет векторов $\mathbf{r}_t(t_f)$, $\mathbf{v}_t(t_f)$.

Синтез закона наведения КРМ в его поступательном движении выполняется на основе параметризации его сближения в виде векторных сплайнов времени $t \in [t_i, t_f]$ с тремя участками постоянного управляющего ускорения для радиали $r(t)$, угла $u(t)$ и отклонения $z(t)$, где ускорение отсутствует на среднем участке. Такой закон наведения определяет векторы $\mathbf{r}_r^P(t)$, $\mathbf{v}_r^P(t)$ и $\mathbf{w}_r^P(t)$, где аналитически вычисляются моменты времени переключения ускорения $\mathbf{w}_r^P(t)$, и позволяет далее вычислять разности между расположениями цели и КРМ $\Delta \mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_t(t) - \mathbf{r}_r(t)$, их скоростями $\Delta \mathbf{v}(t) = \mathbf{v}_t(t) - \mathbf{v}_r(t)$ и разности $\Delta \mathbf{r}^P(t) = \mathbf{r}_t^P(t) - \mathbf{r}_r^P(t)$, $\Delta \mathbf{v}^P(t) = \mathbf{v}_t^P(t) - \mathbf{v}_r^P(t)$. Закон углового наведения КРМ в ИСК определяется программными значениями кватерниона $\Lambda^P(t)$, векторов угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^P(t) = \{\omega_i^P(t)\}$ и углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^P(t) = \{\varepsilon_i^P(t)\}$.

В дискретном алгоритме управления ДУМТ используется вектор $\delta \Delta \mathbf{r}_s = \Delta \mathbf{r}_s^P - \Delta \mathbf{r}_s$ рассогласования между программной разностью $\Delta \mathbf{r}_s^P \equiv \Delta \mathbf{r}^P(t_s)$ и измеренной разностью $\Delta \mathbf{r}_s \equiv \Delta \mathbf{r}(t_s)$ расположений цели и робота, причём значения вектора $\delta \Delta \mathbf{r}_s$ формируются в ССК робота с периодом T_u^e в моменты времени t_s , $s \in N_0$. В этом упрощенном алгоритме сначала вычисляется командный вектор $\mathbf{I}_s^e$ импульса тяги ДУМТ на интервале времени $t \in [t_s, t_{s+1})$ по формулам

$$\mathbf{g}_{s+1}^e = k_b^e \mathbf{g}_s^e - k_c^e \delta \Delta \mathbf{r}_s; \quad \tilde{\mathbf{p}}_s = k_u^e (\mathbf{g}_s^e - k_p^e \delta \Delta \mathbf{r}_s); \quad \mathbf{I}_s^e = T_u^e m (\mathbf{C}_s^e \mathbf{w}_s^p + \tilde{\mathbf{p}}_s), \quad (2)$$

а затем для его реализации с помощью ШИМ тяги всех 8 РД вычисляются длительности $\tau_{ps} \leq \tau_m$ их включения по явным соотношениям. В алгоритме цифрового управления ориентацией КРМ с периодом T_u определяются векторы углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_k = -\delta \boldsymbol{\phi}_k$ и угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_k$ для вычисления потребного управляющего момента СГК $\mathbf{M}_k^g$ в виде

$$\mathbf{g}_{k+1}^g = k_b^g \mathbf{g}_k^g + k_c^g \boldsymbol{\varepsilon}_k; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = k_u^g (\mathbf{g}_k^g + k_p^g \boldsymbol{\varepsilon}_k); \quad \mathbf{M}_k^g = \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (3)$$

где вектор $\mathbf{G}_k = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{H}_k$, а затем вектор $\mathbf{M}_k^g$ распределяется между ГД по явным соотношениям и формируется вектор цифрового управления $\mathbf{u}_k^g(t) = \hat{\boldsymbol{\beta}}(t)$ СГК $\forall t \in [t_k, t_{k+1})$.

Нелинейный анализ динамики СУД выполнялся для модели (1) при указанных законах наведения и управления (2), (3). В стратегии сближения КРМ с целью от 5 км до дальности 50 м предусмотрено *два этапа*: 1) подход КРМ на расстояние 500 м вслед за целью вдоль её орбиты, близкой к геостационарной, с применением ЭРДУ и СГК; 2) сближение КРМ с целью до дальности 50 м с помощью ДУМТ и СГК, подготовка КРМ к инспекции цели с номинальной точкой стояния $\Omega_g = 76$ град ВД на ГСО с номинальным радиусом $r_g = 42164172,93$ м. При стандартных обозначениях перигея r_p , апогея r_a , наклонения i и долготы восходящего узла Ω орбиты были приняты начальные параметры орбит *цели* $r_p = r_g$, $r_a = r_g + 1000$ м, $i = 0$, $\Omega = \Omega_g + 24,46$ угл. сек и *робота* $r_p = r_g - 500$ м, $r_a = r_g + 2000$ м, $i = -20$ угл. сек, $\Omega = \Omega_g$ при нулевых значениях аргументов перигея и моментов времени их прохождения. При имитации сближения робота с массой $m = 3000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(3248, 2348, 3640)$ кгм² применялись период ШИМ тяги РД в составе ДУМТ $T_u^e = 4$ с при запаздывании $T_{zu}^e = 0,25$ с, период цифрового управления ГД в составе СГК $T_u = 0,25$ с и отсчет времени от значения $t = t_0 = 0$.

В начале *этапа 1* на полуинтервале времени $t \in [0, 70)$ с выполняются обработка измерений БИНС, прогноз движения цели и синтез закона наведения робота для достижения дальности 500 м до цели. Далее следуют: (i) первый пространственный поворотный маневр (ПМ-1) КРМ $\forall t \in [70, 170)$ на угол 26 град и угловая стабилизация $\forall t \in [170, 270)$ с; (ii) разгонный импульс тяги ЭРДУ $\forall t \in [270, 4498)$ с, ПМ-2 $\forall t \in [5660, 5860)$ с на угол 156 град, тормозной импульс тяги ЭРДУ $\forall t \in [5960, 10168)$ с и, наконец, ПМ-3 $\forall t \in [10168, 10368)$ с на угол 138,7 град.

Этап 2 сближения КРМ с целью от расстояния 500 м до дальности 50 м имитировался на интервале времени $t \in [10368, 14468]$ с, когда координаты пространственного движения КРМ относительно геостационарного спутника определяются бортовыми электронными приборами.

Полученные результаты представлены на рис. 4 – 9 с малым перекрытием по времени, где цветом выделены изменения переменных по рысканию (синий, ось x), крену (зеленый, ось y) и тангажу (красный цвет, ось z), а модуль расстояния на рис. 4 представлен черным цветом.

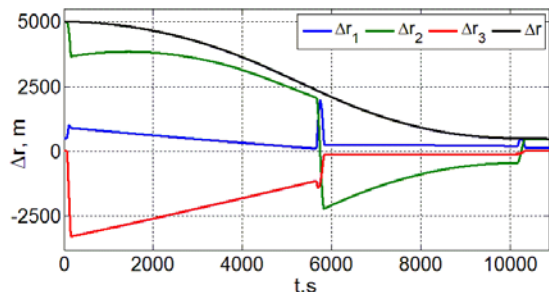


Рис. 4. Расположение цели в ССК КРМ

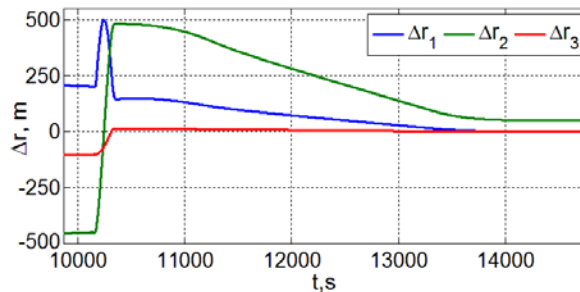


Рис. 7. Расположение цели в ССК КРМ

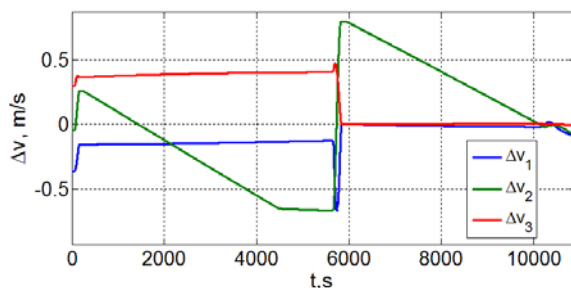


Рис. 5. Разность скоростей цели и КРМ в ССК

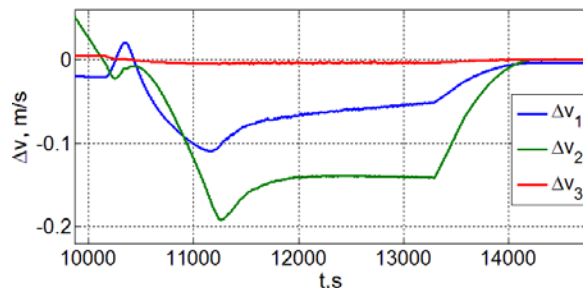


Рис. 8. Разность скоростей цели и КРМ в ССК

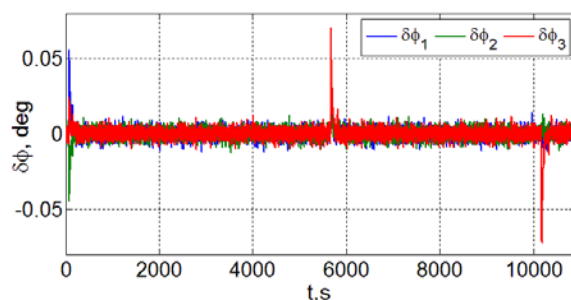


Рис. 6. Погрешности угловой стабилизации КРМ

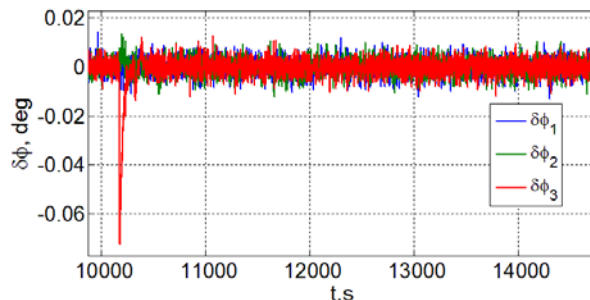


Рис. 9. Погрешности угловой стабилизации КРМ

Заключение. Кратко представлены методы наведения и управления пространственным движением робота при его сближении с геостационарным спутником, а также численные результаты, демонстрирующие эффективность разработанных алгоритмов.

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Вывод на орбиту и сближение космического робота с геостационарным спутником. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2020. Том 22. № 2. С. 125–131.
2. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite. *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace*. 2019. Vol. 10, no. 3. P. 421–432.
3. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Либроком, 2011. 544 с.

Ye.I. Somov, S.A. Butyrin, S.Ye. Somov (Samara State Technical University). Attitude and orbit control of a space robot at approaching a geostationary satellite

Abstract. Methods for guidance and motion control of a space robot when approaching a geostationary satellite for subsequent visual inspection of its technical state are considered. The results of computer simulation are presented.

Е. И. СОМОВ, С. А. БУТЫРИН, С. Е. СОМОВ
(Самарский государственный технический университет)

АВТОНОМНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПРИ ВИЗУАЛЬНОЙ ИНСПЕКЦИИ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА

Рассматриваются методы наведения и управления движением космического робота при облёте геостационарного спутника в процессе визуальной инспекции его технического состояния. Представляются результаты компьютерной имитации.

Введение. Информационные спутники на геостационарной орбите (ГСО) имеют необходимую длительность службы до 25 лет при наличии технического обслуживания с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ). Материалы доклада авторов на этой же конференции [1] содержат описание системы управления движением (СУД) КРМ для его сближения с целью (геостационарным спутником) от расстояния 5000 м до дальности 50 м, синтезированные алгоритмы наведения и управления, а также результаты анализа динамики СУД при таком сближении. Данный доклад продолжает исследования [1] и посвящен проблемам наведения и управления движением КРМ при визуальной инспекции технического состояния цели.

Модели и постановка задачи. В данном режиме в СУД КРМ применяются двигательная установка малой тяги (ДУМТ) на основе восьми термokatалитических реактивных двигателей (РД) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги $P^m = 0,5$ Н каждого РД, силовой гироскопический кластер (СГК) на основе четырёх гироскопов (ГД) с собственным кинетическим моментом (КМ) $h_g = 30$ Нмс и при дальности менее 500 м координаты пространственного движения КРМ относительно цели определяются БИНС, корректируемой сигналами спутников ГЛОНАСС/GPS, и бортовыми оптико-электронными приборами.

Для описания движения КРМ применяются геоцентрическая $I_\oplus (O_\oplus X^i Y^i Z^i)$ и солнечно-эклиптическая I_s инерциальные системы координат (ИСК), обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $(\cdot)^t, [\cdot \times]$ и $\circ, \sim$ для векторов, матриц и кватернионов, а также матрицы $[\alpha]_i$ элементарного поворота вокруг i -ой оси на угол α , $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$. Используются орбитальные системы координат (ОСК) $O_r x^o y^o z^o$ КРМ с полюсом O_r и цели $O_t x_t^o y_t^o z_t^o$ с полюсом O_t , а также связанная с корпусом КРМ система координат (ССК) $O_r x y z$. Предполагается, что на борту КРМ имеется телескоп, ось визирования которого параллельна оси $O_r y$ ССК робота, рис. 1а.

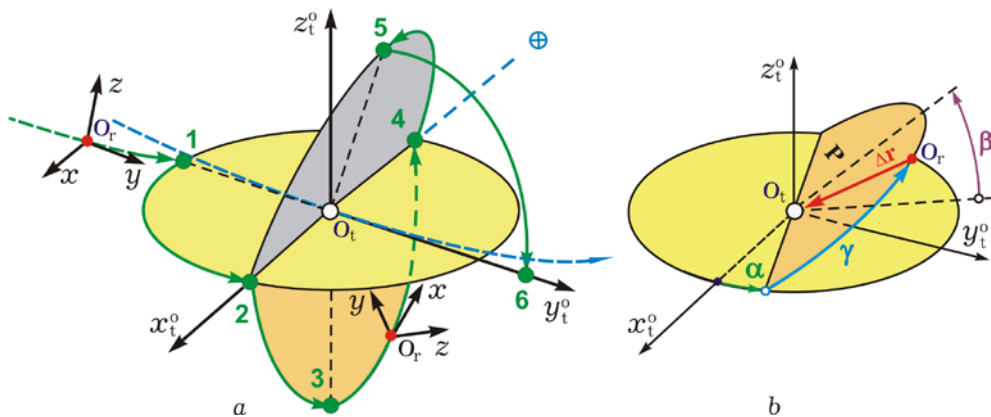


Рис. 1. Схема перелётов КРМ при визуальной инспекции состояния геостационарного спутника

Если считать КРМ твёрдым телом с массой m и тензором инерции $\mathbf{J}$, то модель его пространственного движения относительно ИСК в проекции на оси ССК имеет вид $\mathbf{r}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \mathbf{v}$; $m(\mathbf{v}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d$; $\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2$; $\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{T}^d$. Здесь кватернион Λ пред-

ставляет ориентацию КРМ в ИСК, вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где $\mathbf{H}$ – вектор КМ СГК; векторы $\mathbf{P}^e$ и $\mathbf{M}^e$ представляют тягу и момент ДУМТ, $\mathbf{M}^g \equiv -\mathbf{H}^*$ – момент СГК, а $\mathbf{F}^d$ и $\mathbf{T}^d$ – векторы внешних возмущающих сил и моментов и используется символ $(\cdot)^*$ локальной производной.

Расположение цели в ССК робота определяется вектором $\Delta\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_t(t) - \mathbf{r}_r(t)$, см. рис. 1b, а разность их скоростей – вектором $\Delta\mathbf{v}(t) = \mathbf{v}_t(t) - \mathbf{v}_r(t)$. При законе углового наведения робота, заданного кватернионом $\Lambda^P(t)$, погрешность ориентации его ССК O_rxyz определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^P \circ \Lambda$ при $\mathbf{e} = \{e_i\}$, которому соответствуют матрица ошибки ориентации $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектор модифицированных параметров Родрига $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}/(1 + e_0) = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$ с ортом $\mathbf{e}^e$ оси Эйлера и углом Φ^e собственного поворота, а также вектор угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$.

Применяемые дискретные алгоритмы широтно-импульсного управления траекторным движением КРМ и цифрового управления его ориентацией представлены в [1], [2]. В докладе решаются две задачи: 1) синтез законов наведения КРМ для инспекционного облёта геостационарного спутника с последовательным наблюдением его состояния из шести точек с заданных расстояний, рис. 1a; 2) анализ динамики СУД робота при таком облёте.

Законы наведения робота. В ОСК цели траекторные перемещения КРМ между инспекционными наблюдениями спутника удобно задавать плоскостью $\mathbf{P}$, положение которой назначается фиксированными углами α и β на рис. 1b, и расположением полюса O_r КРМ в этой плоскости, которое определяется углом $\gamma(t)$ и модулем $s(t) = \Delta r(t)$ вектора $\mathbf{s}(t) = -\Delta\mathbf{r}(t)$, см. рис. 1b. Задача пространственного наведения КРМ состоит в программном расположении $\mathbf{s}^P(t) = -\Delta\mathbf{r}^P(t)$ полюса O_r КРМ в плоскости $\mathbf{P}$ ОСК цели и в программной ориентации оси $O_r y$ по орту вектора $\Delta\mathbf{r}^P$, когда ось $O_r z$ ССК робота направлена по нормали к плоскости перемещения его полюса O_r .

Пусть номер $j = 1 \div 5$ перелёта (перехода) между точками инспекции соответствует точке завершения предыдущего наблюдения, см. рис. 1a. При j -ом перелёте КРМ заданной длительности T_j вектор его расположения $\mathbf{s}_j^P(t)$ определяется углом $\gamma_j^P(t)$ в плоскости, заданной углами α_j и β_j , и расстоянием $s_j^P(t)$ от цели. Угол $\gamma_j^P(t)$ изменяется от начального $\gamma_{ij}^P = \gamma_j^P(t_{ij})$ до конечного $\gamma_{fj}^P = \gamma_j^P(t_{ij} + T_j)$ значения, а расстояние $s_j^P(t)$ – от начального значения $s_{ij}^P = s_j^P(t_{ij})$ до конечного $s_{fj}^P = s_j^P(t_{ij} + T_j)$. При таком перелёте столбец $\mathbf{s}_j^P(t)$ координат центра масс КРМ определяется в ОСК $O_t x_t^0 y_t^0 z_t^0$ цели с помощью ортогональной матрицы $\mathbf{Q}_j = [\alpha_j]_3^t [\beta_j]_1^t [\gamma_j^P(t)]_3^t$. При краевых условиях $\gamma_{ij}^P, \gamma_{fj}^P; \dot{\gamma}_{ij}^P = \dot{\gamma}_{fj}^P = 0; \gamma_{fj}^P = \ddot{\gamma}_{fj}^P = 0$ и $s_{ij}^P, s_{fj}^P; \dot{s}_{ij}^P = \dot{s}_{fj}^P = 0; \dot{s}_{fj}^P = \ddot{s}_{fj}^P = 0$ назначаются сплайны $\gamma_j^P(t)$ и $s_j^P(t)$ с заданными ограничениями на модули первых и вторых производных по времени, что позволяет по явным соотношениям вычислить векторы программных поступательных перемещений, скоростей и ускорений КРМ относительно ОСК цели. Эти векторы сначала представляются в ИСК, к ним добавляются соответствующие кинематические параметры движения цели и также по явным соотношениям вычисляются векторы расположения, скорости и ускорения КРМ в ИСК. Наконец, с помощью стандартного кинематического преобразования искомые законы наведения робота в его траекторном движении представляются в ССК O_rxyz в виде программных векторов расположения $\Delta\mathbf{r}^P(t) = -\mathbf{s}^P(t)$, скорости $\Delta\mathbf{v}^P = \{\Delta v_i^P\}$ и ускорения $\mathbf{w}^P = \{w_i^P\}$. Аналогичный приём с применением векторных сплайнов используется при синтезе программных изменений

кватерниона $\Lambda^P(t)$, векторов угловой скорости $\omega^P = \{\omega_i^P\}$ и углового ускорения $\varepsilon^P = \{\varepsilon_i^P\}$ робота.

Пусть на интервале времени $t \in [14468, 24268]$ с необходимо выполнить инспекцию технического состояния геостационарного спутника на основе наблюдений из шести точек, заданных в окрестности цели. На рис. 2 представлена пространственная программная траектория требуемых перелётов КРМ в ОСК цели, полученная в компьютерной среде *MatLab*. Временная диаграмма перелётов и наблюдений КРМ приведена на рис. 3, где переходы КРМ между шестью точками наблюдения отмечены синим цветом, а участки наблюдения, где КРМ стабилизируется в ОСК цели, выделены зеленым цветом. В верхней части диаграммы указано текущее время, а в нижней части – длительности наблюдений и перелётов. Здесь длительность j -го перелёта принята одинаковой $T_j = 1600$ с $\forall j = 1 \div 5$, также как и длительность 300 с (5 минут) наблюдения геостационарного спутника из каждой точки, см. рис. 1 а и 2. Заданные кинематические параметры перелётов КРМ при инспекции состояния спутника приведены в таб. 1.

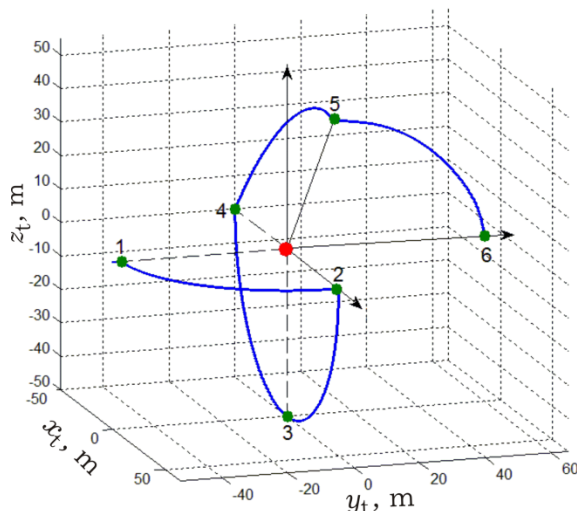


Рис. 2. Траектория перемещения КРМ в ОСК цели



Рис. 3. Временная диаграмма требуемых перелётов КРМ и наблюдений состояния спутника

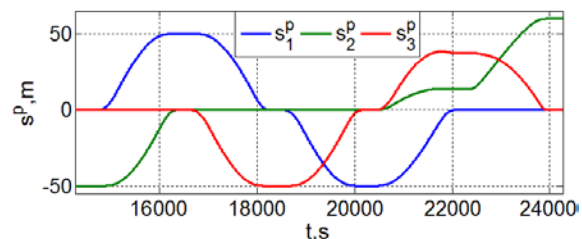


Рис. 4. Программные координаты КРМ в ОСК цели

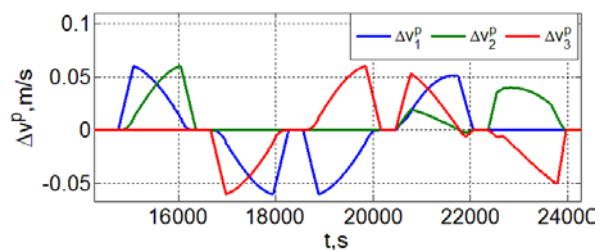


Рис. 5. Скорости КРМ относительно ОСК цели

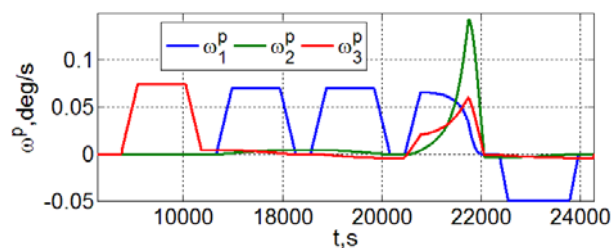


Рис. 6. Программные угловые скорости КРМ

Таблица 1

Параметры перелётов космического робота при инспекции состояния цели

j , #перелёта	α_j , град	β_j , град	γ_i^P , град	γ_f^P , град	s_i^P , м	s_f^P , м
1	0	0	-90	0	50	50
2	0	-90	0	90	50	50
3	0	-90	90	180	50	50
4	0	70	180	90	50	40
5	90	90	70	0	40	60

На рис. 4–6 представлены некоторые результаты автономного расчета законов пространственного наведения КРМ, полученные по указанным исходным данным с применением дискретной фильтрации доступных измерений БИНС и бортовых оптико-электронных приборов.

Динамика СУД при инспекции состояния цели. При компьютерной имитации нелинейных процессов управления движением робота с массой $m = 3000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(3248, 2348, 3640)$ кгм² с учетом шумов измерений и внешних возмущений применялись период ШИМ тяги РД в составе ДУМТ $T_u^e = 4$ с при запаздывании $T_{zu}^e = 0,25$ с и период цифрового управления ГД в составе СГК $T_u = 0,25$ с. На рис. 7 – 9 представлены некоторые результаты, демонстрирующие показатели точности СУД в процессе визуальной инспекции.

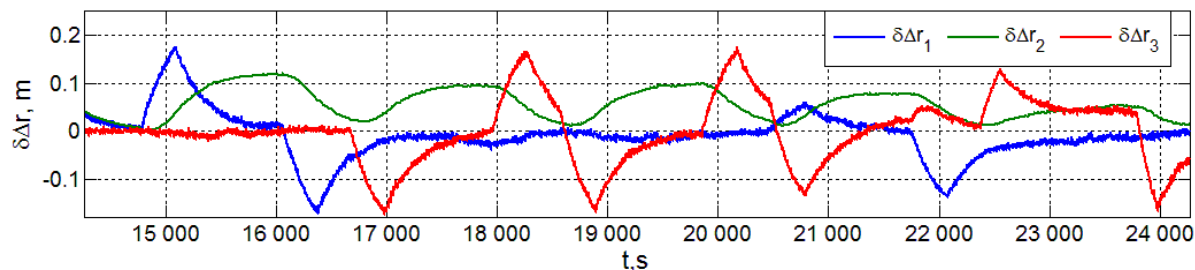


Рис. 7. Погрешности реализации позиционного наведения КРМ при инспекции состояния цели

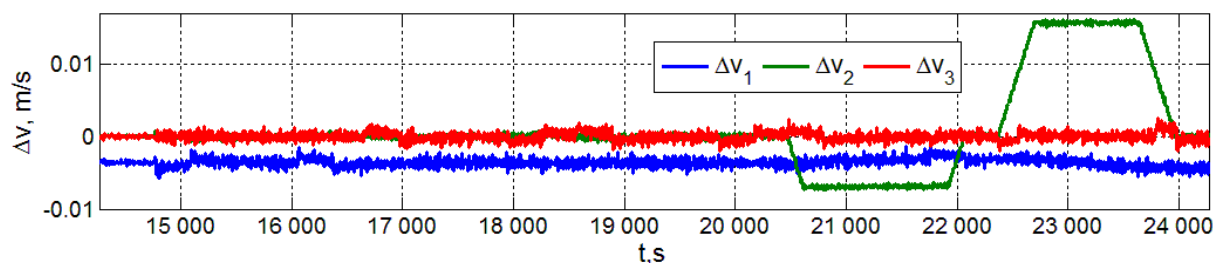


Рис. 8. Погрешности реализации закона наведения КРМ по скорости поступательного движения

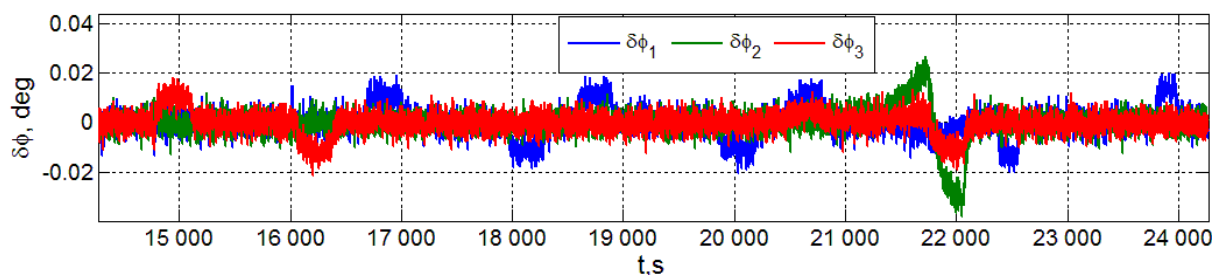


Рис. 9. Погрешности реализации углового наведения КРМ при инспекции состояния цели

Заключение. Кратко представлены методы наведения и управления пространственным движением космического робота в процессе облёта геостационарного спутника при инспекции его состояния, а также численные результаты по эффективности созданных алгоритмов.

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Управление движением космического робота при сближении с геостационарным спутником. 13-я Российская мультиконференция по проблемам управления. Сборник материалов. Санкт-Петербург: АО ЦНИИ Электроприбор. 2020.
2. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Вывод на орбиту и сближение космического робота с геостационарным спутником. *Известия Самарского научного центра РАН*. 2020. Том 22. № 2. С. 125–131.

Ye.I. Somov, S.A. Butyin, S.Ye. Somov (Samara State Technical University). **Autonomous motion control of a space robot at visual inspecting a geostationary satellite.**

Abstract. The methods of guidance and motion control of a space robot at a flyby of a geostationary satellite for visual inspecting its technical state are considered. The results of computer simulation are presented.

С.С. ЛЕМАК, В.А. ЧЕРТОПОЛОХОВ, М.А. МАКАРОВ
(Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова)

ПОИСК МНОЖЕСТВА ДОПУСТИМЫХ ПОЛОЖЕНИЙ ПОДВИЖНОГО СТЕНДА В ЗАДАЧЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ИМИТАЦИИ УПРАВЛЯЕМЫХ ДВИЖЕНИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В докладе рассмотрена задача динамической имитации управляемых движений аэрокосмических систем. Рассмотрен алгоритм управления стендом-тренажёром на основе промышленного робота-манипулятора. Приведена простейшая математическая модель перемещений концевой точки манипулятора в вертикальной плоскости при наличии вращательного движения основания и построена область её допустимых положений в конфигурационном пространстве. Представлен алгоритм остановки и возврата манипулятора в стартовое положение активной фазы процесса динамической имитации. Получено множество рабочих состояний активной фазы динамической имитации.

Введение. При обучении космонавтов и пилотов активно применяются подвижные стенды для решения задачи динамической имитации движений летательных аппаратов. Цель процесса динамической имитации состоит в задании на подвижном стенде перегрузок и угловых движений таким образом, чтобы возникающие при этом силы и моменты сил имитировали реальные воздействия на элементы бионавигационной системы человека (чувствительные массы вестибулярного аппарата космонавта или пилота). Подробнее постановка задачи динамической имитации описана в работе [1]. В настоящее время реализации подвижных стендов наиболее широко представлены различными вариантами платформ опорного типа (в частности, платформой Стюарта), а также центрифугами. Алгоритмы динамической имитации для подобных стендов описаны в работах [2, 3, 4, 5, 6].

Развитие компактных технологий виртуальной реальности, а также распространенность промышленных роботов-манипуляторов, способных переносить большие нагрузки, предоставляет возможность использовать роботов в качестве имитационных стендов. Стенд на базе робота-манипулятора обладает большими динамическими возможностями, чем приведенные выше конфигурации. По этой причине он представляется новым перспективным устройством для использования в тренажерах, управление динамическими объектами, что представлено в статье [7].

В данном докладе рассмотрена вторая фаза процесса динамической имитации: медленный (с ускорениями ниже порога чувствительности вестибулярного аппарата оператора) возврат манипулятора на множество начальных положений. Для этой фазы построено оптимальное управление и на основе построенного управления найдена область ограничений в фазовом пространстве, в которых возможно проводить активную динамическую имитацию.

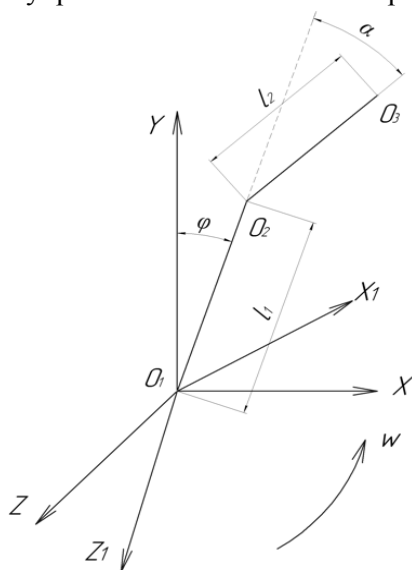


Рис. 1. Схема робота-манипулятора

Описание подвижного стенда. На рис. 1 представлена простейшая схема стенда на основе робота-манипулятора. Обозначим через O_3 - концевую точку манипулятора, в которой крепится кабина с пилотом. В данном случае мы предполагаем, что размеры кабины несущественны и чувствительные массы пилота располагаются также в одной точке.

Длины первого и второго плеч обозначим соответственно за l_1 и l_2 , угол отклонения первого звена относительно вертикали - φ_1 , второго относительно вертикали - φ_2 , второго относительно первого - α . В цилиндрических шарнирах O_1 и O_2 прикладываются моменты M_1 и M_2 , соответствующие моментам электродвигателей манипулятора. Будем считать, что у манипулятора имеется подвижное основание.

Множество допустимых положений концевой точки манипулятора. Координаты концевой точки стенда M удовлетворяют следующим соотношениям:

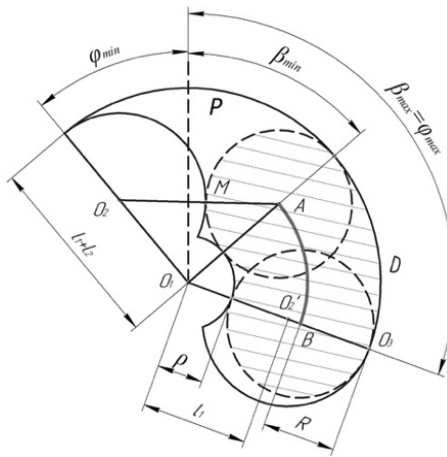


Рис. 2. Геометрические ограничения на движение стенда

$$\begin{cases} x = l_1 \sin \varphi + l_2 \sin(\varphi + \alpha), \\ y = l_1 \cos \varphi + l_2 \cos(\varphi + \alpha), \end{cases} \quad (1)$$

При этом, $\varphi_{\min} \leq \varphi \leq \varphi_{\max}$ и $\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}$. На рис. 2 изображено множество допустимых геометрических положений P точки M в вертикальной плоскости. Контур множества P состоит из дуг нескольких окружностей. Радиус большей дуги с центром в точке O_1 равен $r = l_1 + l_2$, а радиус меньшей ρ можно найти по следующей формуле:

$$\rho = \sqrt{l_1^2 + l_2^2 + 2l_1 l_2 \cos \alpha_{\max}}. \quad (2)$$

Множество P имеет несимметричную форму. Для решения задачи динамической имитации желательно наличие такой области, в которой есть возможность двигаться с максимальным ускорением равноправно во все стороны от некоторого текущего стартового положения. В множество P можно вписать семейство окружностей радиуса $R = l_1 + l_2 - \rho$, совокупность центров которых составляет дугу AB . Сами окружности образуют область D (на рис. 2 заштрихована), которая лежит в P . Назовём дугу AB "стартовой".

Задача медленной остановки и возврата стенда. Процесс динамической имитации вектора перегрузки состоит из двух этапов:

1. активной фазы имитации, когда добиваются, чтобы значения ускорения и перегрузки для чувствительной массы на стенде мало отличались от имитируемых (известных из динамики имитируемого объекта),

2. фазы остановки — торможения с подпороговыми для вестибулярного аппарата человека ускорениями и, обычно, возврата в некоторое стартовое положение.

Поставим задачу оптимальных в смысле быстродействия остановки и возврата манипулятора на множество начальных положений активной фазы имитации. В качестве множества начальных положений выберем дугу $\check{A}B$. Предположим, что порог чувствительности вестибулярного аппарата для ускорения можно представить отдельно по всем осям и он равняется δ . Введем неподвижную систему координат $Ox_1y_1z_1$ и подвижную $Oxyz$ (рис. 1), которая вращается с угловой скоростью $\vec{\omega} = (0, \omega, 0)$.

Будем считать, что центробежная и кориолисова силы инерции компенсируются силами реакции жесткой конструкции робота-манипулятора, но на вестибулярный аппарат человека они будут действовать, поэтому представим уравнения динамики концевой точки манипулятора в подвижной системе координат в следующем виде:

$$\begin{cases} \ddot{x} = u_1 + (\omega^2 + \dot{\omega})x - 2\dot{z}\omega \\ \ddot{y} = u_2 \\ \ddot{z} = 2\dot{x}\omega \end{cases} \quad (3)$$

Здесь $-\delta \leq u_1 \leq \delta$ — управление по оси x и $-\delta \leq u_2 \leq \delta$ — управление по оси y , из которых в дальнейшем вычисляются моменты двигателей M_1 и M_2 с учетом характеристик стенда-манипулятора. Задача нахождения указанных моментов выходит за рамки доклада.

Зададим начальные условия, которые получаем в момент окончания активной фазы имитации: $x(0) = x_0$, $\dot{x}(0) = v_1$, $y(0) = y_0$, $\dot{y}(0) = v_2$.

Конечные условия: $x(t_k) = x_k$, $y(t_k) = y_k$, $\dot{x}(t_k) = 0$, $\dot{y}(t_k) = 0$, $(x_k, y_k) \in \check{A}B$

Для получения алгоритма остановки решается экстремальная задача для системы 3:

$$J = t_k \rightarrow \min_{u_1, u_2} \quad (4)$$

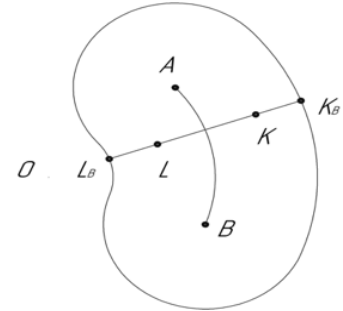


Рис. 3. Точки множества допустимых положений

t_k — общее время движения в конечную точку на дуге $\check{A}B$ (рис. 2). Из принципа максимума Понтрягина получено решение этой задачи в форме синтеза.

Ограничения на значение скорости движения к границе множества допустимых положений. Концевая точка манипулятора имеет ограниченную область перемещения D (рис. 3). Чтобы не выйти за рамки геометрических ограничений, скорость перемещения концевой точки на границе области D должна быть нулевой. Пусть манипулятор во время выполнения первого этапа динамической имитации оказался в точке K . Соответствующая ближайшая граничная точка множества D — это точка K_B . При движении из точки K к точке K_B , согласно полученному для задачи 4 синтезу управления, торможение осуществляется с ускорением по оси x , равным $-(\delta_1 + \omega^2 x(t_k))$. Так мы можем построить проходящую через точку K_{BX} траекторию движения на фазовой плоскости $xO\dot{x}$ и найти соответствующее точке K_X значение скорости K_{VX} , как представлено на рис. 4. Аналогичным образом можно найти точку L_{BX} траекторию и найти соответствующее значение скорости L_{VX} для точки L_X , а также скорость и по оси y с отличием лишь в том, что траекториями на фазовой плоскости $yO\dot{y}$ будут не гиперболы, а параболы.

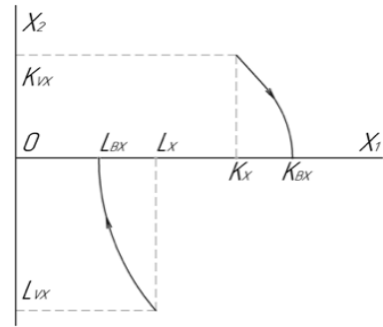


Рис. 4. Оптимальное движение к границе по оси x

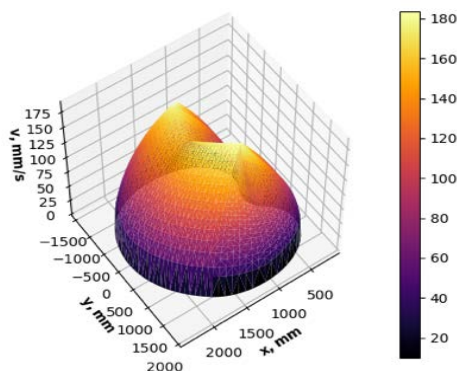


Рис. 5. Значения модуля скорости движения к границе

Таким образом, из решения оптимальной задачи 4 и геометрических ограничений можно получить множество (x, v_x, y, v_y) , где x и y — координаты точки из множества D , а v_x и v_y — скорость по оси x и скорость по y в направлении к границе области D . Данное множество представлено на рис. 5 в таком виде, что по вертикальной оси показан модуль скорости $|v| = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$. Для нахождения значений использовались параметры робота KR 470-2 PA и значение $\delta = 14$ мм/с в соответствии с представленными в [8].

Заключение. Рассмотрен алгоритм динамической имитации управляемого движения аэрокосмической системы на стенде типа промышленного робота. Алгоритм состоит из двух этапов. Особое внимание уделено второму этапу, соответствующему задаче возврата в стартовое положение. Найдена область, в которой движение может осуществляться во время активной фазы динамической имитации.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-00-01684 (К) (18-00-01590)

ЛИТЕРАТУРА

1. Лемак С.С., Александров В.В., Болтянский В.Г. Оптимальное управление движением. М: Изд-во Физматлит, 2005 г.
2. Olaf Trzuszczynski, Krzysztof Kowalczyk. The new polish centrifuge as a dynamic flight simulator. New application and ideas. *The Polish Journal of Aviation Medicine and Psychology*. Warsaw, Poland. 2012 г.
3. Volkaner B., Sozen S. N., Omurlu V. E. Realization of a Desktop Flight Simulation System for Motion-cueing Studies. *International Journal of Advanced Robotic Systems*. Istanbul, Turkey, 2015.
4. Лемак С. С., Александров В. В. Алгоритмы динамической имитации для стенда тренажёра пилотируемых полетов на базе центрифуги с управляемым кардановым подвесом. *Тр. Национального Открытого Университета «ИНТУИТ», фундаментальная и прикладная математика*. - М: 2018.
5. Лобашев Е. С. Математическое обеспечение тестирующих тренажеров для управления спуском космических аппаратов. автореферат, М: 2009.
6. Тимаков В.М., Прошин И.А., Прошкин В.Н. Совершенствование динамических стендов авиационных стендов на базе гидроприводов. М: 2009.

7. McMillan S., McGhee R. B., Orin D. E. Efficient Dynamic Simulation of an Underwater Vehicle with a Robotic Manipulator. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*. 1995.
8. **Болотин Ю.В., Александров В.В.** Спецпрактикум по теоретической и прикладной механике. - М: Издательство Московского университета, 2019. 256 с.

S.S. Lemak, V.A. Chertopolokhov, M.A. Makarov (Lomonosov Moscow State University). **Search for the set of permissible positions of a moving stand in the problem of dynamic simulation of aerospace systems controlled motions**

Abstract. The paper deals with the problem of dynamic simulation of controlled movements of aerospace systems. An algorithm for controlling a simulator stand based on an industrial robot manipulator is considered. The simplest mathematical model of the manipulator end point displacement in the vertical plane in the presence of rotational motion of the base is presented, and the area of its permissible positions in the configuration space is constructed. An algorithm for the manipulator stopping and returning to the starting position of the active phase of the dynamic simulation process is presented. A set of operating states of the active phase of dynamic simulation is obtained.

Н.В. КУЗНЕЦОВ

(Санкт-Петербургский государственный университет, Институт проблем машиноведения РАН)

Б.Р. АНДРИЕВСКИЙ

(Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербургский государственный университет, Балтийский государственный технический университет)

Ю.С. ЗАЙЦЕВА

(Санкт-Петербургский государственный университет)

ПОДАВЛЕНИЕ СКРЫТЫХ КОЛЕБАНИЙ В АСТАТИЧЕСКОЙ МАХОВИЧНОЙ СИСТЕМЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Светлой памяти Евгения Анатольевича Микрина посвящается

В докладе рассматривается задача ориентации космических летательных аппаратов (КЛА), имеющих наличие ограничений в тяговых усилиях двигательной установки, максимальная тяговая мощность которой для многих режимов оказывается критически низкой. Рулевые приводы системы ориентации должны обеспечивать переход из менее точных режимов полета к более точным, устойчивость к внешним воздействиям окружающей среды и, в некоторых случаях, выживание КЛА. В режимах своей максимальной производительности приводы могут вносить нелинейные эффекты насыщения, которые проявляются в виде скрытых колебаний в замкнутой системе управления. На примере реального научно-исследовательского КЛА DEMETER выполнен сравнительный анализ различных алгоритмов управления угловой ориентацией космических аппаратов при ограниченном управляющем моменте.

Введение. Задача управления с ограничениями на величину, скорость, энергию управляющего воздействия остается актуальной для ученых и разработчиков систем автоматического управления [1]. Следует отметить работы Л.С. Понtryгина и его коллег по принципу максимума в задачах оптимального управления при ограничениях [2, 3]. Выявление и исследование скрытых колебаний в пилотируемых системах управления летательных аппаратов рассмотрено в работах [4-6]. Анализ управляемости и устойчивости с ограничением уровня, энергии и импульса управляющего воздействия посвящена монография [7], а различные аспекты управления нелинейными объектами - в монографиях [8, 9]. Методам оптимизации и уменьшению влияния ограничений величины и скорости изменения управляющего воздействия посвящена монография [10]. Неконтролируемое вращение КЛА вследствие влияния насыщения показано в [11, 12]. В данной работе, следуя [13], исследовано появление скрытых колебаний в системах ориентации КЛА при различных алгоритмах управления угловой ориентацией.

Модель динамики КЛА. В качестве объекта в работе использован исследовательский спутник DEMETER [14, 15]. Уравнения динамики КЛА с маховичным управлением и упругими элементами:

$$\begin{bmatrix} J & J^{1/2}L \\ L^T J^{1/2} & I \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\eta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C & K \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} T,$$

где $\theta \in R^3$ – угловое отклонение КЛА по трем осям; $\eta \in R^n$ – углы изгибных колебаний; L – матрица перекрестного влияния, которая зависит только от расположения выносных элементов; матрицы эффектов изгиба и кручения $C = \text{diag} [\dots 2\zeta_i \omega_i \dots]$, $K = \text{diag} [\dots \omega_i^2 \dots]$ соответствуют модели

$$\ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = -L_i^T J^{1/2} \ddot{\theta},$$

$T \in R^3$ – моменты, развиваемые управляющими маховиками. Согласно [16, 17] передаточная функция (ПФ) КЛА по углу тангажа от развиваемого маховиками момента T_c для определенной конфигурации выносного оборудования имеет вид:

$$H_s(s) = \frac{0.03933 s^2 + 0.0005437 s + 0.2485}{s^2(s^2 + 0.01706 s + 7.797)}.$$

Логарифмическая амплитудная характеристика (ЛАХ) модели КЛА представлена на рис. 1. Система двигатель-маховик с насыщением представлена структурной схемой на рис. 2.

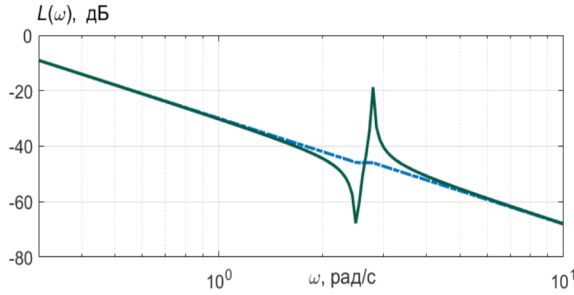


Рис. 1. ЛАХ модели КЛА $H_s(s)$

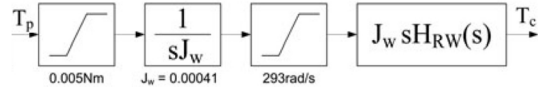


Рис. 2. Структурная схема системы двигатель-маховик

Передаточная функция $H_{RW}(s)$ имеет вид [16, 17]:

$$H_{RW}(s) = \frac{1.214s + 0.7625}{s^2 + 2.40s + 0.7625}$$

Анализ алгоритмов управления КЛА.

Управление КЛА с ПИД-регулятором и режекторным фильтром. Интегральная составляющая вводится в закон управления для обеспечения астатизма по возмущению. Включенный последовательно с ПИД-регулятором [17] режекторный фильтр задается ПФ:

$$H_f(s) = \frac{s^2 + 2\xi\omega_1 s + \omega_1^2}{s^2 + 1.4\omega_1 s + \omega_1^2}, \quad \xi \ll 1. \quad (1)$$

Управляющий момент ограничен величиной насыщения: $T_p = \text{sat}_{\bar{u}}(u)$. Результаты моделирования при $\theta(0) = \{1.0, 3.0, 5.428, 7.0\}$ град показаны на рис. 3.

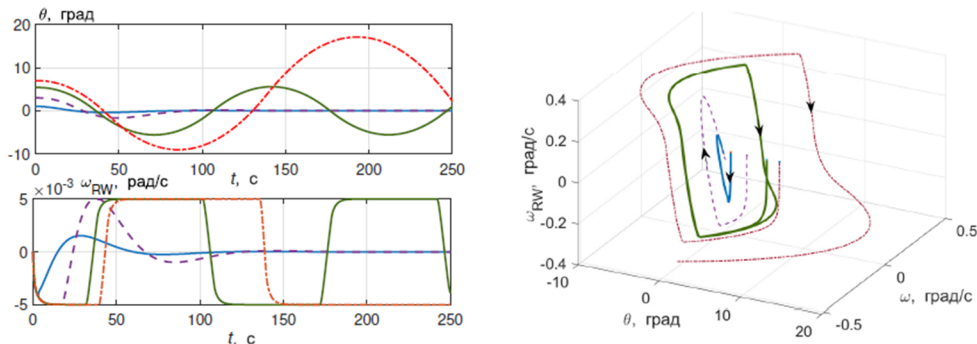


Рис. 3. Процессы в системе с ПИД-регулятором и режекторным фильтром (1).

Из рис. 3 видно, что процесс при $\theta(0) = 5.428$ град соответствует скрытым неустойчивым колебаниям предельного цикла.

Управление КЛА с ПИД-регулятором и антивиндап-коррекцией. В следующем алгоритме управления также вводится режекторный фильтр (1), на вход которого подается ошибка регулирования $e = \theta^* - \theta$, с выхода фильтра снимается сигнал $e_f(t)$. Вычисляется невязка между

желаемым и фактическим управляющими моментами $e_p = u - T_p$, где $T_p = \text{sat}_{\bar{u}}(u)$. Сигнал управления представляется в виде суммы интегральной, пропорциональной и дифференциальной составляющей сигнала управления с замедлением $\tau = 0,5$ с:

$$u(t) = k_i \int_0^t (e_f(\vartheta) - k_A e_p(\vartheta)) d\vartheta + k_p e_f(t) + k_d e_f(t)/(\tau + 1), \quad (2)$$

где k_i, k_A, k_d – коэффициенты ПИД-регулятора.

Результаты моделирования при $\theta(0) = \{2.0, 4.0, 7.418, 8.0\}$ град показаны на рис. 4, где процесс при $\theta(0) = 7.418$ град соответствует скрытым неустойчивым колебаниям предельного цикла. Антивиндап-коррекция позволяет расширить область устойчивости системы в пространстве состояния по сравнению с обычным ПИД-регулятором.

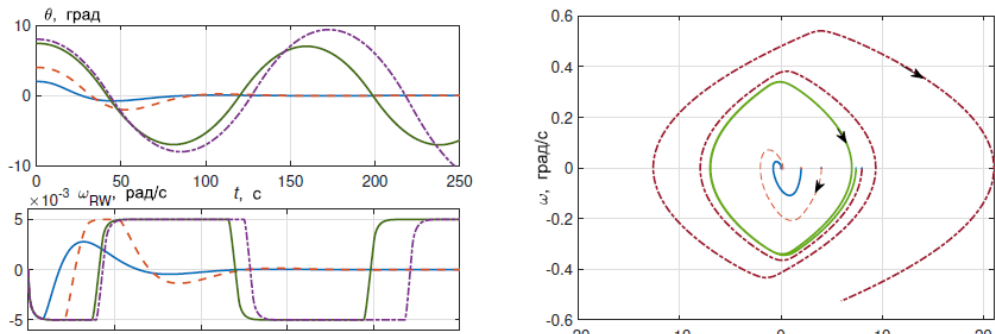


Рис. 4. Процессы в системе с ПИД-регулятором и антивиндап-коррекцией

Управление КЛА с ПИД-регулятором и нелинейной коррекцией. Рассмотрим закон управления КЛА с последовательно введенным нелинейным корректирующим устройством (НКУ) [18,19]. В этом алгоритме используется ПИД-регулятор, на вход которого поступает выход режекторного фильтра (1). Подаваемое на маховичное исполнительное устройство управление $u(t)$ формируется по алгоритму:

$$u(t) = |v(t)| \times \left(\frac{T_1(T_2 s + 1)}{T_2(T_1 s + 1)} v(t) \right), \quad (3)$$

где $v(t)$ – выход ПИД-регулятора, T_1, T_2 – постоянные времени НКУ. Результаты моделирования при $\theta(0) = \{2.0, 10, 19.8, 25\}$ град показаны на рис. 5, где процесс при $\theta(0) = 19.8$ град соответствует скрытым неустойчивым колебаниям предельного цикла. Полученная область устойчивости в пространстве переменных состояния шире, чем у регуляторов предыдущих типов. Недостатком этого метода является появление высокочастотных колебаний сигнала управления в области малых рассогласований.

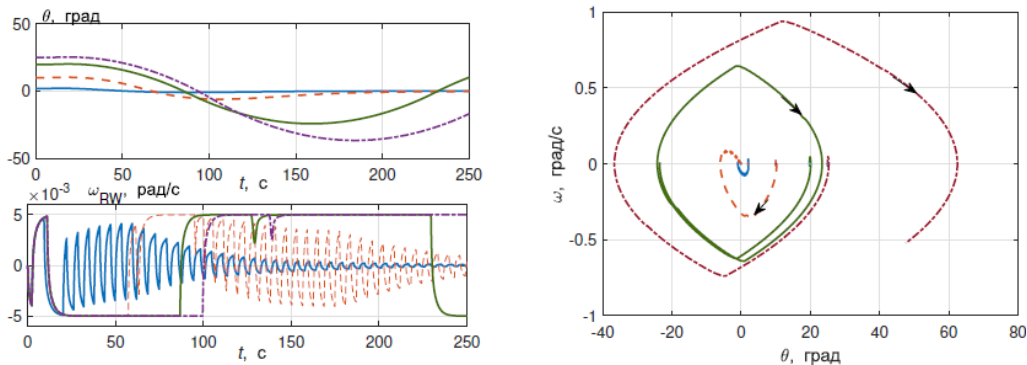


Рис. 5. Процессы в системе с ПИД-регулятором и нелинейной коррекцией

Заключение. В докладе рассмотрены алгоритмы управления угловым положением КЛА с нежесткостью конструкции и проведен их сравнительный анализ с точки зрения области

устойчивости в пространстве переменных состояния и возникновения скрытых колебаний неустойчивого предельного цикла. Наилучшие результаты показал алгоритм управления с ПИД-регулятором совместно с нелинейной коррекцией в низкой области частот. Дальнейшее направление работ связано с рассмотрением других способов управления КЛА с маховичным двигателем с учетом насыщения, а также установления областей устойчивости и скрытых колебаний при множестве начальных условий и входных воздействий.

Работа выполнена при поддержке программы Ведущие научные школы РФ на 2020-2021 (НШ-2624.2020.1)

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов Н.В. Теория скрытых колебаний и устойчивость систем управления. Известия РАН. Теория и системы управления, 2020, №5, с. 5-27.
2. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. 4-е изд., стереотипное. М.: Наука, 1983.
3. Болтянский В.Г. Математические методы оптимального управления. М.: Наука, 1969.
4. Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Леонов Г.А. Методы подавления нелинейных колебаний в астатических системах автопилотирования летательных аппаратов. Известия РАН. Теория и системы управления, №3, 2017, с. 105-121.
5. Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Кузнецова О.А., Леонов Г.А., Мокаев Т.Н. Локализация скрытых колебаний в системах управления полетом. Труды СПИИРАН. 6(49), 2016, с. 5-31.
6. Кузнецов Н.В., Андриевский Б.Р., Мокаев Т.Н. Исследование устойчивости и скрытых колебаний в системах угловой ориентации КЛА. XLIV Академические чтения по космонавтике. 2020.
7. Формальский А.М. Управляемость и устойчивость систем с ограниченными ресурсами. М.: Наука, 1974.
8. Черноусько Ф. Л., Ананьевский И. М., Решмин С. А. Методы управления нелинейными механическими системами. М.: Физматлит, 2006.
9. Формальский А.М. Управление движением неустойчивых объектов. М.: Физматлит, 2012.
10. Lathouriech S., Garcia G., Gomes da Silva Jr. J., Queinnec I. *Stability and Stabilization of Linear Systems with Saturating Actuators*. London: Springer-Verlag, 2011.
11. Леонов Г.А. Глобальная устойчивость двумерных систем управления угловой ориентацией // Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64. Вып. 5. С. 890-896
12. Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука. 1974.
13. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. Изд. 2-е, перераб и доп. М: Машиностроение, 1980.
14. Брагин В.О., Вагайцев В.И., Кузнецов Н.В., Леонов Г.А. Алгоритмы поиска скрытых колебаний в нелинейных системах. Проблемы Айзермана и Калмана и цепи Чуа// Известия РАН Теория и Системы Управления. 2011. №4, с. 3-36.
15. C. Pittet, D. Arzelier - Demeter: *A Benchmark for Robust Analysis and Control of the Attitude of Flexible Micro Satellites* // Proc. 6th IFAC Symposium on Robust Control Design, pp. 661-666, Toulouse, France, 2006.
16. Luzi, A.R., Peaucelle, D., Biannic, J.M., Pittet, Ch., Mignot, J. *Structured adaptive attitude control of a satellite* // Int. J. Adapt. Control Signal. Process. 2013 V. 28. No. 7-8. pp. 664-685. doi:10.1002/acs.2406.
17. Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке Matlab. М.: Наука, 2000. С. 471.
18. Попов Е.П. Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления. Ред. 1971.
19. Зельченко В.Я., Шаров С.Н. Расчет и проектирование автоматических систем с нелинейными динамическими звеньями. 1986.

I.S. Zaitceva (St. Petersburg State University), **B.R. Andrievsky** (St. Petersburg State University, Baltic State Technical University, Institute for Problems in Mechanical Engineering of Russian Academy of Sciences), **N.V. Kuznetsov** (St. Petersburg State University, Institute for Problems in Mechanical Engineering of Russian Academy of Sciences). **Suppression of latent oscillations in astatic flywheel orientation system of space vehicle**

Abstract. The paper examines the problem of spacecraft orientation, which have limitations in the thrust load of the propulsion system, the maximum thrust power of which for many modes turns out to be critically low. The steering gears of the orientation system must ensure the transition from less precise flight modes to more accurate ones, resistance to external environmental influence and, in some cases, the spacecraft survival. In the modes of their maximum performance, the steering gears can introduce non-linear saturation effects, which appear as latent oscillations in a closed-loop control system. Based on the example of the real research spacecraft DEMETER, the comparative analysis of various algorithms for spacecraft attitude control with a limited control torque is carried out.

Секция 3

■ МЕТОДЫ ОБРАБОТКИ И ПРЕДСТАВЛЕНИЯ
ИНФОРМАЦИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ ■

Г. А. САИТОВА, А. В. ЕЛИЗАРОВА
(Уфимский государственный авиационный технический университет)

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА АНАЛИЗА ДАННЫХ И ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ
О РЕЗУЛЬТАТАХ ИСПЫТАНИЙ**

Интеллектуальные системы анализа данных призваны минимизировать усилия лица, принимающего решения, в процессе анализа данных. В статье рассматриваются задачи интеллектуальной обработки и анализа данных блока электронной системы управления двигателем в процессе проведения испытаний. Предлагается интеллектуальная система анализа данных с последующим принятием решения о состояниях двигателя и блока электронных систем управлений во время испытательных полетов. С помощью методов искусственного интеллекта выявлены причинно-следственные связи и закономерности параметров турбореактивного двигателя.

Введение. На сегодняшний день интенсивно развивается направление, связанное с интеллектуализацией методов обработки и анализа данных. Испытания – один из способов определения характеристик турбореактивного двигателя, проверки правильности и эффективности конструкторских решений, доказательства выполнения заданных требований и требований норм годности.

Двигатели воздушных судов оснащены огромным количеством датчиков, которые генерируют тысячи сигналов, поэтому одной из важнейших проблем, в особенности во время проведения испытаний, является большой объем информации, который нужно проанализировать (например, во время испытаний получают файлы с данными в формате Excel в количестве до 700 штук). Часто для более тщательного анализа данных необходимо рассматривать отдельно каждый режим работы двигателя. Для этого в общем массиве данных нужно выделить те, которые соответствуют определенным режимам работы ТРД, а это достаточно трудоемкая работа для эксперта.

Среди областей, где возможна замена эксперта можно выделить следующие:

- интеллектуальная обработка данных с целью поиска узких мест и т.д.;
- возможность классификации трудно формализуемых групп категорий;
- кластеризация состояний с выделением максимально схожих кластеров и соотношением к каждому кластеру соответствующие состояния [1–2].

Актуальность данной работы заключается в том, что существующие методы обработки данных испытаний занимают большое количество времени на этапе предварительной обработки данных. Использование интеллектуальных методов позволит автоматизировать процесс обра-

ботки данных и ускорить его. Результаты интеллектуального анализа данных будут использоваться для дальнейшего обоснованного принятия решений и автоматизации аналитической деятельности эксперта.

Интеллектуальные системы анализа данных (ИСАД) призваны минимизировать усилия лица, принимающего решения, в процессе анализа данных. Многие ИСАД позволяют не только решать классические задачи принятия решения, но и способны выявлять причинно-следственные связи, скрытые закономерности в системе, подвергаемой анализу [3].

Предлагаемый доклад посвящен разработке интеллектуальной системы анализа данных с последующим принятием решения о состояниях двигателя и блока ЭСУ во время испытательных полетов.

Научную новизну работы представляет совокупность методов интеллектуального анализа данных результатов испытаний и принятие решений о причинах отказа и неисправностей.

Разработка интеллектуальной системы анализа данных результатов испытаний. Современные газотурбинные двигатели достигли высокого уровня совершенства. Возросшее количество полетов предъявляет и большие требования к надежности двигателей.

Основные задачи при проведении испытаний газотурбинных двигателей и блока ЭСУ во время испытательных полетов:

- проверка компонентов турбины для авиационных двигателей;
- установка полных рабочих характеристик турбины в условиях эксплуатации, максимально приближенных к реальным;
- изучение влияния охлаждающего потока на производительность турбины для турбин высокого давления;
- детальные исследования воздушного потока;
- исследование процесса горения топлива;
- определение КПД и соответствия экологическим требованиям;
- обеспечение базы данных для улучшения алгоритмов управления;
- устойчивость работы в критических режимах [3].

Каждый авиационный двигатель пройдя этапы проектирования, конструирования и изготовления подвергается испытаниям.

Передача и обработка данных результатов испытаний. С целью ускорения процесса обработки данных и анализа результатов испытательных полетов предлагается использовать в существующем процессе интеллектуальную систему.

Структурная схема последовательности передачи и обработки данных в процессе испытания представлена на рисунке 1.

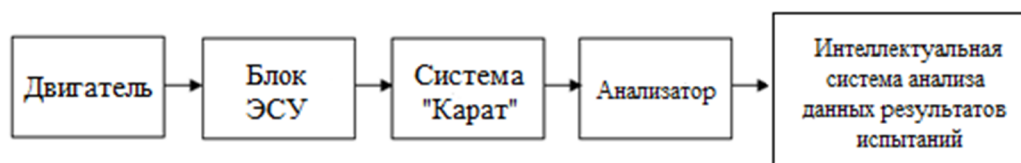


Рис. 1. Структурная схема передачи и обработки данных

Данные с двигателя на блок ЭСУ передаются в виде сигналов, затем в системе «Карат» сигналы в виде переходных процессов и характеристик подаются на вход анализатора. Анализатором в схеме 1 является преобразователь данных, который выступает в роли посредника для двунаправленной передачи данных между системой «Карат-ЭБН» и базой данных. Блоки интеллектуального анализа данных и принятия решения – это предлагаемый процесс обработки данных.

Преобразователь данных предназначен для трансформации данные, поступающие ему на вход, и, в зависимости от типа трансформации, выгружает преобразованные данные в один или несколько объектов-приёмников. После Анализатора (преобразователь), полученные данные в виде *Excel*-файлов, проходят предварительный интеллектуальный анализ. После чего данные испытаний о функционировании двигателя идентифицируются нейронной сетью и принимается решение о природе возникновения возмущений.

Разработка модели интеллектуального анализа данных. Для разработки модели анализа данных функционирования ТРД необходимо создать базу знаний, которую будут составлять результаты компонентного, кластерного анализа и построения деревьев решений.

Структурная схема реализации системы анализа данных на основе базы данных и базы знаний представлена на рисунке 2.



Рис. 2. Структурная схема реализации интеллектуальной системы анализа данных

Исходная выборка данных, снятых с блока ЭСУ хранится в БД ЭСУ. Сформированные знания с помощью методов главных компонент, кластерного анализа и дерева решений переходят в систему логического вывода, которая выполняет логический вывод и формирует правила, по которым принимается решение о соответствии техническому заданию и САУ требуемым параметрам двигателя [4]. С целью ускорения процесса обработки данных вводится предварительная интеллектуальная обработка данных и разрабатывается нейросетевая модель функционирования двигателя во время испытательных полетов. Для реализации нейронной сети выбран способ создания и обучения нейросети с помощью программного кода, так как это позволит вводить данные из записанных заранее файлов, без ручной настройки. Задание параметров нейронной сети происходит автоматически.

Заключение. В работе приведены структурные схемы передачи и обработки данных результатов испытаний, реализации интеллектуальной системы анализа данных, обоснованы и выбраны интеллектуальные методы для анализа данных и принятия решений о состояниях турбореактивного двигателя и работы блока ЭСУ во время испытательных полетов.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ 18-08-00702а, 18-08-01299а

ЛИТЕРАТУРА

1. Григорьев В.В. Испытания авиационных двигателей / В.А. Григорьев, А. С. Гишваров. Москва: Машиностроение, 2009. 504 с.
2. Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Гуревич О. Москва: Торус Пресс, 2010. 264 с.
3. Макаров И.М. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько, М.П. Романов; [отв. ред. И.М. Макарова]; Отделение информ. технологий и вычислит. систем РАН. М.: Наука, 2006. 333 с.
4. Сaitova Г.А., Elizarova А.В., Fatтахov Б.А. Проектирование и тестирование эталонной модели ТРД. Перспективные информационные технологии (ПИТ 2019) [Электронный ресурс]: труды Международной научно-технической конференции. Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2019. С. 628–632.

G.A.Saitova, A.V.Elizarova (Ufa state aviation technology university). **Intelligent systems for analyzing data and making decisions about test results**

Abstract. Intelligent data analysis systems are designed to minimize the effort of the decision maker in the data analysis process. The article deals with the problems of intellectual processing and analysis of data from the electronic control system unit during engine testing. An intelligent data analysis system is proposed with subsequent decision - making about the engine and ECS unit States during test flights. Using artificial intelligence methods, the cause-and-effect relationships and regularities of the parameters of the turbojet engine were revealed.

Г.С. ВЕРЕСНИКОВ, А.В. ГОЛЕВ, О.В. ОГОРОДНИКОВ
(Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва)

А. В. СКРЯБИН
(Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского)

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СХЕМЫ АНАЛИЗА ДАННЫХ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В работе рассматривается проблема разработки алгоритмов идентификации технического состояния электромеханических приводов (ЭМП), использование которых актуально при создании электрического самолета. Для решения этой проблемы предлагается схема анализа данных, в которой интегрируются алгоритмы выделения информативных признаков с методами интеллектуального анализа данных. Разработана и верифицирована математическая модель ЭМП с использованием которой сформированы обучающая и тестовая выборки для исследования разработанной схемы анализа данных. Приводятся результаты вычислительных экспериментов.

Введение. Исследования, связанные с разработкой систем контроля технического состояния электромеханических приводов (СКТС ЭМП), ведутся известными авиационными конструкторскими бюро (Airbus, Boeing, Sikorsky), исследовательскими организациями (CESA, DLR, INSA, NASA, TsAGI) и разработчиками систем управления полетом (Liebherr, Moog, Parker и др.) [1-3]. В зарубежной литературе известен термин Health Usage Monitoring System (HUMS), для обозначения системы, осуществляющей процесс сбора данных и их анализа для обеспечения надежности и безопасности функционирования технических объектов (ТО) [4].

В рамках решения проблемы создания СКТС ЭМП требуется разработка алгоритмов идентификации технического состояния ЭМП. Эти алгоритмы предназначены для классификации нормального и различных вариантов нештатных состояний ЭМП. Проведенные исследования в [5-7] показали эффективность интеграции алгоритмов интеллектуального анализа данных (ИАД) и метода сравнения функционирования сигналов натурной системы с математической моделью для решения задачи оценки технического состояния ЭМП. Применение методов ИАД позволяет решать задачу контроля технического состояния ЭМП, когда отсутствуют достаточное количество данных для принятия статистических гипотез с необходимым уровнем доверия и подробные математические описания физических процессов развития деградаций в условиях воздействия всевозможных внутренних и внешних факторов.

Использование методов ИАД для построения алгоритмов идентификации технического состояния ЭМП может осложняться: высокой размерностью исходных данных; наличием закономерностей в данных, которые не могут быть эффективно найдены этими методами без предварительного анализа; недостатком данных об ЭМП.

В связи с этим для формализации закономерностей, отражающих зависимости между контролируемыми параметрами и техническим состоянием ЭМП, в работе предлагается и исследуется (на тестовых данных) схема анализа данных, в которой комбинируются различные методы, позволяющие выделить информативные признаки (снизить размерность исходных данных), с методами ИАД.

Схема анализа данных. Для использования в СКТС требуется построить алгоритм оценки технического состояния ЭМП $\Phi: X \rightarrow Y$, позволяющий для произвольного вектора $\bar{x} \in X$ получить вектор $\bar{y} \in Y$, где X – множество векторов значений контролируемых параметров ЭМП (признаков), Y – множество меток классов, отражающих агрегированные состояния ЭМП, в отношении которых могут приниматься одинаковые решения. Предлагается комплексная схема формирования и анализа данных (рис. 1), в которой для построения алгоритма оценки технического состояния ЭМП интегрируются методы формирования исходной информации,

алгоритмы выделения информативных признаков (снижения размерности общего назначения и учитывающие особенности функционирования ЭМП) с методами ИАД.

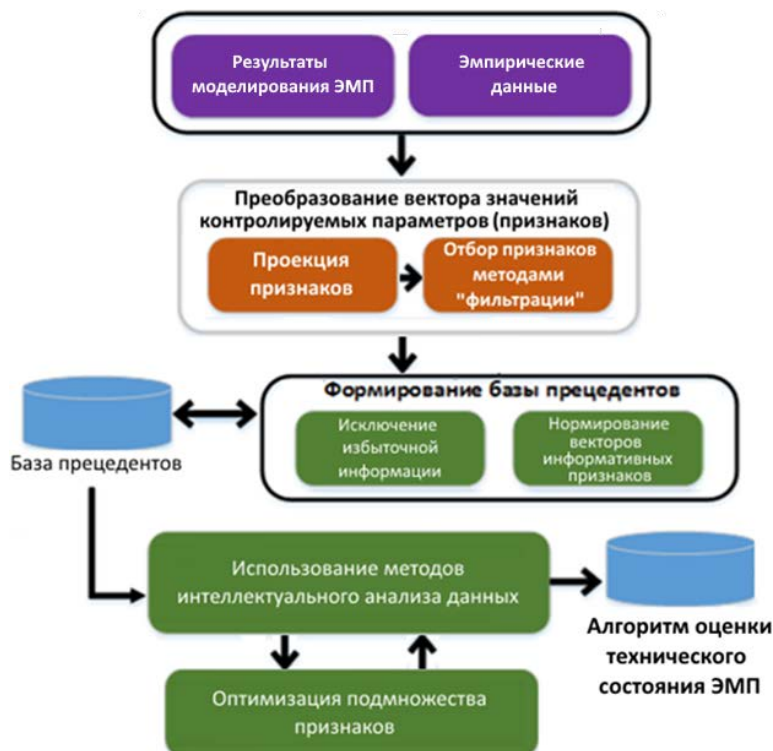


Рис. 1. Схема анализа данных для построения алгоритма оценки технического состояния ЭМП с использованием методов ИАД

Получение данных для исследования данной схемы анализа выполнено с использованием разработанной математической модели ЭМП.

Математическая модель ЭМП. В рамках схемы на рис. 1 была разработана математическая модель ЭМП БЛА, включающего бесколлекторный электродвигатель, управляющий блок силовой электроники, 6-ступенчатый прямозубый редуктор. Для моделирования различных вариантов технического состояния ЭМП варьировались значения момента сухого трения M_{sf} . Для нормального режима $M_{sf} \in [0.225, 0.375]$, для опасного опасного режима $M_{sf} \in [0.875, 1.025]$.

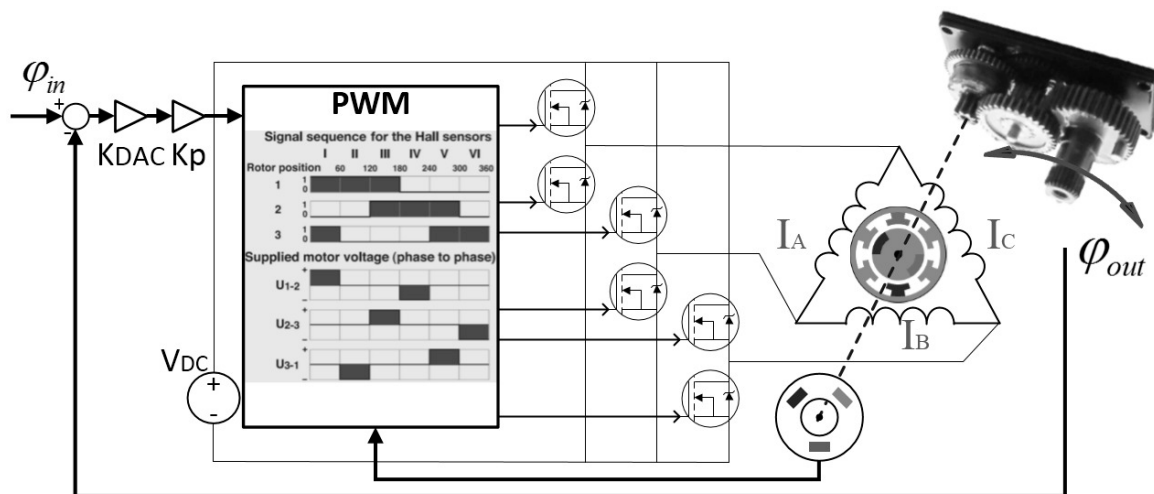


Рис. 2. Функциональная схема ЭМП (φ_{in} – входной сигнал управления положением вала, φ_{out} – сигнал датчика обратной связи выходного вала, V_{DC} – источник питания постоянного тока, I_A , I_B , I_C – токи в обмотках электродвигателя, K_{DAC} , K_P – коэффициенты усиления)

С использованием математической модели ЭМП при обработке циклограммы полета (рис. 3а) и «треугольного» сигнала (рис. 3б) сформированы обучающая и тестовая выборки, которые содержат входные параметры (входной сигнал (град), поворот ротора (град), выходной сигнал (град), напряжение питания (В), ток питания (А), мощность питания (Вт), скорость вращения вала (об/мин), момент на валу ротора (Нм), мощность на валу ротора (Вт), скорость вращения выходного вала (об/мин), момент на выходном валу (Нм), мощность на выходном валу (Вт)) и метку класса, отражающую нормальное и опасное техническое состояние ЭМП.

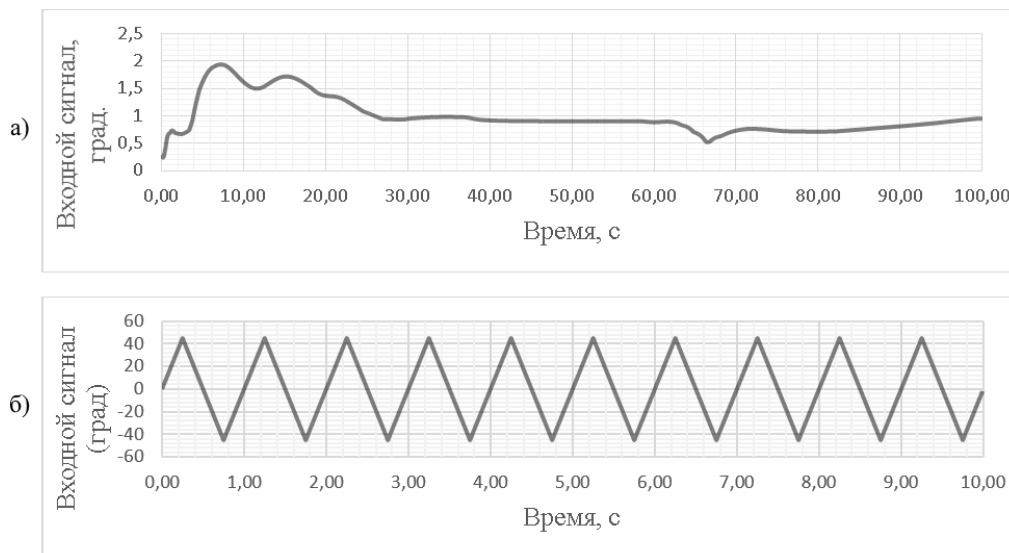


Рис. 3. Изменение входного сигнала при обработке циклограммы полета (а) и «треугольного» сигнала (б)

Применение схемы на рис. 1 позволило на основе обучающей выборки получить алгоритмы оценки технического состояния ЭМП, которые при обработке циклограммы полета и «треугольных» сигналов классифицируют верно 100% и 97,6 % примеров из тестовой выборки соответственно.

Заключение. Предложена и исследована схема анализа данных, предназначенная для построения алгоритма оценки технического состояния ЭМП с использованием методов ИАД. Применение этой схемы для анализа тестовых данных, полученных с использованием разработанной математической модели, позволило получить высокую точность идентификации опасного режима функционирования ЭМП при обработке циклограммы полета и «треугольных» сигналов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Glison E., Kopp J.D., Manzanares D. MOOG next generation control and actuation // Proceedings 6th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC 2014). Toulouse. France. 2014. P. 43-54.
2. Kowalski R., Möller F., Gallun P., Bierig A. Test facility for electro-mechanical actuation systems // Proceedings of the 7th International Workshop on Aircraft Systems Technologies. Hamburg. Germany. 2019. P. 133-142.
3. Van Der Linden F., Dreyer N., Dorkel A. EMA Health monitoring: an overview // Proceedings 7th International Conference on Recent Advances Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC 2016). Toulouse. France. 2016. P. 21-26.
4. Dr. Greaves M. Towards the next generation of HUMS sensors / [Electronic resource] / ISASI Seminar, Австралия, 2014. URL: <https://www.isasi.org/Documents/library/technical-papers/2014/ISASI%202014%20-%20Greaves%20-%20Cranfield%20-%20HUMS%20sensor.pdf>.
5. Balaban E. et. al. Prognostic Health-Management System Development for Electromechanical Actuators // Journal of Aerospace Information Systems. Vol. 12, № 3, 2015. P. 329-344.
6. Dalla Vedova M.D.L., Berri P.C. Optimization techniques for prognostics of on-board electromechanical servomechanisms affected by progressive faults // International Review of Aerospace Engineering (I.R.E.A.S.E). Vol. 12, № 4. P. 160-170.
7. Van Der Linden F. Gear test rig for health and quasi static- and dynamic testing; design, construction and first results // Proceedings of the International Gear Conference. Lyon. 2014. P. 976-985.

G.S. Veresnikov, A.V. Golev, O.V. Ogorodnikov (V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences) **A.V. Skryabin** (Central Aerohydrodynamic Institute of Russia, Zhukovsky). **Data analysis scheme research and development for electromechanical actuator technical state estimation**

Abstract. The paper refers to the problem of developing algorithms for electromechanical actuators (EMA) technical state identification. Such algorithms are important for electrically powered flight control system of future aircrafts. To solve this problem, a data analysis scheme is proposed that integrates algorithms for identifying informative features with data mining methods. A mathematical model of EMA was developed and verified, using which training and test samples were formed to study the developed data analysis scheme. The results of simulation experiments are presented.

С. В. СОЛОВЬЕВ
(ПАО «РКК «Энергия», Королев МО)

ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В докладе сформулированы и обоснованы принципы разработки алгоритмического обеспечения интеллектуализированной системы контроля состояния космического аппарата (КА). Кратко изложены предпосылки необходимости применения методов интеллектуального анализа данных для решения задач контроля при управлении полетом КА. Описаны предложения синтезирующие современные подходы методологии интеллектуального анализа и прогнозирования на основе цифровых идентификационных моделей.

Сформулированы базовые принципы построения интеллектуализированной системы контроля.

Введение. Управление космическим полетом является процессом, при котором используется большое количество разнообразной информации. Наибольший объем составляет телеметрическая информация (ТМИ) поступающая от КА, которая является наиболее полной и достоверной информацией о состоянии и функционировании КА [1]. На основании анализа ТМИ формируются рекомендации по дальнейшему управлению космическим полетом.

Для современных КА характерен ряд особенностей, таких как функциональное усложнение исполняемых задач и полетных операций, сложная и разнообразная конструкция, длительные сроки активного существования на орбите [2]. В практике эксплуатации часто под контролем одной группы управления находятся несколько КА. Существующие современные методы анализа ТМИ КА, имеют ряд недостатков, следствием чего является высокая трудоемкость решения задачи контроля, при ограниченном качестве знаний, что можно компенсировать автоматизацией данных процессов. Для решения задач контроля состояния современных и перспективных КА необходимо создавать аппаратно-программные средства, в основу которых должны быть заложены принципы автоматизации и интеллектуализации. Их реализация связана с созданием методов анализа, сводящих к минимуму участие оператора управления полетом КА в формировании результатов контроля.

Базовые принципы разработки интеллектуализированных систем контроля КА. На сегодняшний день для различных технических приложений и задач разработано большое количество математических методов, позволяющих обнаружить в огромном объеме данных ранее неизвестных, нетривиальных, практически полезных и доступных интерпретаций знаний, необходимых для принятия решений в различных сферах человеческой деятельности. Совокупность данных методов носит название “интеллектуальный анализ данных”. В широком смысле это концепция анализа данных, при котором формально не определена цель поиска и только после обнаружения предмета формулируется обоснование его появления и являются практически полезными и имеют конкретное значение или применение. Таким образом, интеллектуальный анализ дает новое знание о свойствах, процессах и состоянии КА, тем самым позволяет глубже понять и дать возможность повлиять на происходящее.

В основу построения системы контроля в части решения задач анализа ТМИ КА заложены принципы интеллектуализации, на основе теории идентификации систем [3]. В данном случае процесс построения цифрового двойника или идентификационной математической модели КА осуществляется на основе данных ТМИ полученных при реальной эксплуатации этого или аналогичного КА. В аспекте теории автоматического управления КА относятся к классу нелинейных и нестационарных систем, поэтому важно обеспечить постоянное пополнение данными что позволяет осуществлять настройку (обучение) идентификационной модели. Основным преимуществом таких систем является способность накопления и использования знаний (формализованных посылок, выводов, закономерностей, относящихся к отдельному КА), а также формирования рекомендаций по его состоянию в режиме реального хода процесса управления. Системы такого типа обретают способность корректировать управление в зависи-

мости от особенностей текущей программы полета КА. Это выполняется как введение в вектор технического состояния КА компонент, вычисляемых с использованием текущих знаний. Такой подход позволяет учитывать, в том числе, изменения, которые невозможно было предвидеть, и поэтому – предусмотреть в изначальном состоянии КА. Интеллектуальность модели предопределяет гибкость в управлении полетом.

Для целей контроля при управлении полетом КА и решения задач анализа состояния КА, основными преимуществами интеллектуального анализа по сравнению с применяемыми в настоящее время, можно выделить следующие:

- отсутствие необходимости в предварительно заданных параметрах о состоянии КА и алгоритма анализа его работы;
- высокая скорость реакции на появление аномалии, отклонений или отличий, фактически в темпе поступления ТМИ;
- обнаруживает единичные и комплексные отклонения в состоянии КА;
- универсальность в части контроля состояния различных составных частей КА или конструктивно различных КА;
- учитывает поступающие данные о нормальном или ожидаемом состоянии КА и его составных частей и обновляет ранее построенную модель поведения.

Базовые принципы построения интеллектуализированной системы контроля следующие:

- использование достоверной информации особенно на этапе обучения;
- постоянное пополнение данными цифрового двойника КА в процессе работы системы;
- применение различных математических аппаратов для алгоритмов, реализующих процедуры извлечения знаний из поступающих данных.

Принципиальным моментом любых средств и методов интеллектуализации является двухэтапный режим работы. На первом этапе «обучения», по данным ТМИ, собранным при номинальной работе КА, с использованием различных алгоритмов строится его модель, соответствующая нормальному или штатному функционированию КА. Обработанные данные при этом заносятся в базу данных номинальных состояний. На втором этапе «рабочем» производится анализ состояния КА, при котором в режиме реального времени поступает текущая ТМИ от КА, производится обработка аналогичными алгоритмами анализа и результаты обработки соотносятся с данными из базы номинальных состояний. Если устанавливается соответствие данных из база с поступившими, то входящие данные добавляются к номинальной базе данных. При несоответствии, фиксируется отклонение и происходит предупреждение оператора о выявленной аномалии.

Соответствие модели номинального функционирования верифицируется применением стандартных, традиционных процедур по анализу технического состояния КА. В том случае, если рассматриваемый КА эксплуатируется впервые, можно воспользоваться результатами, полученными в ходе летных испытаний, т.к. программа летных испытаний включает подтверждение свойств и технических состояний КА при всех режимах работы, реализуемых КА и его составными частями. В случае завершения этапа летных испытаний КА с положительным заключением можно принять, что сформирована и верифицирована модель номинального функционирования КА.

Наличие верифицированной идентификационной модели КА позволяет перейти к управлению полетом с прогнозирующей моделью. Принцип состоит в переходе от общепринятого способа управления по текущему значению выходной величины $y(t)$ к способу регулирования по прогнозу $y(t + \tau_{пр})$. Это позволяет оптимизировать последовательность управляющих воздействий на КА на протяжении периода управления с соблюдением всех ограничений.

Заключение. Интеллектуализация процессов анализа позволяет глубоко познать свойства и процессы в КА и его составных частей в условиях реальной эксплуатации со всеми внешними возмущениями.

Работа интеллектуальной системы в режиме реального времени увеличивает скорость реакции на появление аномалий и их развитие во времени с четкой фиксации направления развития отклонения в данных

ЛИТЕРАТУРА

1. **Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.** Управление космическими полетами: в 2 ч. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009.
 2. Энциклопедия “Машиностроение”. М.: “Машиностроение”. Том IV-22 под редакцией **В.П. Легостаева**.
 3. Теория управления. Дополнительные главы. Уч. пос. Под ред. **Д.А. Новикова**. М.: ЛЕНАНД, 2019.
-

S.V. Solov'ev (S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow region). **Principles of development of algorithmic support for intellectualized system of spacecraft condition monitoring**

Abstract. The paper formulates and substantiates the principles of developing the algorithmic support for an intellectualized system of spacecraft condition monitoring. The prerequisites for the need to apply the data mining methods for solving the problems of monitoring during the spacecraft flight control are briefly stated. Proposals are described that synthesize modern approaches of the methodology of intellectual analysis and forecasting based on digital identification models. The basic principles of building an intellectualized monitoring system are formulated.

Е.И. ЯКУШЕНКО
(«НПО спецматериалов», Санкт-Петербург)

Ю.В. ГУРЬЕВ
(ВУНЦ ВМФ ВМА, Санкт-Петербург)

О.А. САВИЦКИЙ
(АО «Акустический институт имени Академика А.Н. Андреева», Москва)

В.Н. СОРОКОВИКОВ
(ФГБУН Институт общей физики им. А.М. Прохорова РАН (ИОФ РАН), Москва)

В.В. ЗАЛЕТИН
(НПК «Вакуумные разработки», Санкт-Петербург)

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНТЕГРИРУЮЩИХ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КРЫЛЬЕВ И ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТОВ

***Аннотация.** В работе рассматривается решение задачи контроля динамических характеристик фюзеляжа и крыльев самолета системой интегрирующих волоконно-оптических датчиков. Математические модели интегрирующих волоконно-оптических датчиков и оболочки, совершающей вынужденные колебания под действием сосредоточенного источника вибрации. Приводятся результаты экспериментальных исследований, подтверждающих возможность применения системы интегрирующих волоконно-оптических датчиков для оценки динамических параметров протяженных конструкций, таких как фюзеляж и крылья самолетов.*

Введение. Оценка динамических параметров конструкций имеющих большую протяженность и площадь поверхности, таких, например, как крылья и фюзеляж самолета, с заведомо неизвестным амплитудно-фазовым распределением уровней нормального смещения поверхности, всегда представлялась сложной задачей по определению двумерного поля вибраций. Для решения такой задачи требуется установка системы датчиков в узлах сетки, шаг которой не превышает наименьшего пространственного масштаба поля. В результате, для того чтобы контролировать всю площадь поверхности сложной конструкции, необходимо использовать тысячи (десятки тысяч) применяемых в настоящее время акселерометров, тензодатчиков, предварительных усилителей и другой аппаратуры, что с практической точки зрения трудноосуществимо. Кроме того, помимо высоких требований к метрологическим характеристикам, датчики должны обладать высокой надежностью, долговечностью, стабильностью, малыми габаритами, массой и энергопотреблением, совместимостью с электронными устройствами обработки информации и иметь небольшую стоимость.

Этим требованием в максимальной степени соответствуют интегрирующие волоконно-оптические датчики (ИВОД) [1].

Предлагаемый доклад посвящен обоснованию возможности использования ИВОД для решения задачи контроля динамических параметров фюзеляжа и крыльев самолета.

Постановка задачи. Разработать физико-математическую модель интегрирующего волоконно-оптического датчика.

Выполнить математическое моделирование определить характер и динамические параметры поведения поверхности протяженной цилиндрической оболочки при вибрационном воздействии.

По результатам лабораторных исследований оценить возможность контроля динамических параметров протяженной цилиндрической оболочки системой ИВОД [2]. Сравнить результаты моделирования и измерений.

Решение задачи. Для проверки возможности использования системы ИВОД в целях оценки динамических параметров протяженных конструкций спланирован и проведен эксперимент. Эксперимент проводился в научно-исследовательской лаборатории Акустического института им. Андреева (АКИН), г. Москва [3]. Экспериментальная установка состояла из цилиндрической оболочки, системы ИВОД (16 продольных и 24 поперечных датчиков), размещенной на оболочке; измерительно-анализирующей аппаратуры, программного обеспечения (рис.1).



Рис.1. Экспериментальная установка

Сопоставление результатов математического моделирования [4] и эксперимента функционирования системы ИВОД, показало их высокую сходимость.

Заключение. Лабораторные исследования подтвердили возможность применения системы ИВОД для оценки динамических параметров протяженных конструкций, таких как фюзеляж и крылья самолетов.

При этом, для оценки статических и динамических деформация крыльев и фюзеляжа самолета A380 (общей площадью более 4500 м.кв.) понадобится система, состоящая всего из 150 датчиков (рис.2).

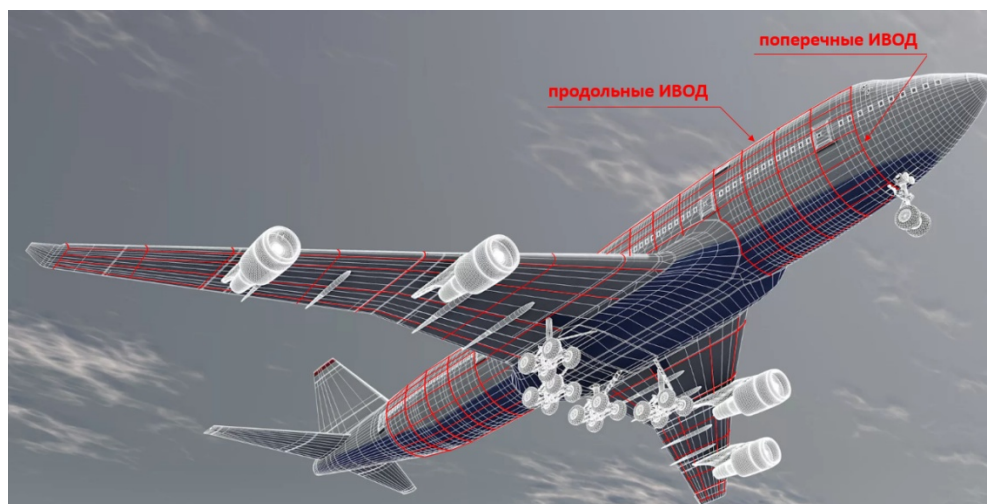


Рис. 2. Система ИВОД, состоящая из продольных и поперечных датчиков

Причем, для контроля изгибных колебаний крыльев (рис.3) достаточно всего двух ИВОД.



Рис.3. Изгибные колебания крыльев

ЛИТЕРАТУРА

1. **V.V. Zaletin**, Measurement of vibrating parameters of extended designs by system integrating fiber-optical sensors. Fourth International Congress on Sound and Vibration, St.Petersburg, 1996. - V.3 - 1837.
2. **Кульчин Ю.Н.** Распределенные волоконно-оптические системы. М.: Физматлит, 2001. - 272 с.
3. **Е. И. Якушенко, В. В. Залетин, О. А. Савицкий, В. Н. Сороковиков.** Экспериментальное подтверждение возможности использования интегрирующих волоконно-оптических датчиков для контроля динамических параметров протяженных конструкций. Морская радиоэлектроника № 4 (70) декабрь 2019 г.
4. COMSOL Multiphysics®. <https://www.comsol.com/comsol-multiphysics>

E.I. Yakushenko (Special Materials Research and Production Association, St. Petersburg), **Yu.V. Gur'iev** (Military Education-and-Research Centre Naval Academy, St. Petersburg), **O.A. Savitskiy** (JSC Andreev Acoustics Institute, Moscow), **V.N. Sorokovikov** (A.M. Prokhorov Institute of General Physics of RAS, Moscow), **V.V. Zaletin** (Research and Production Complex "Vakuumnye razrabotki", St. Petersburg). **Estimation of the possibility of using integrating fiber-optic sensors for control of dynamic parameters of aircraft wings and fuselage**

Abstract. The paper considers the problem of monitoring the dynamic characteristics of an aircraft fuselage and wings by a system of integrating fiber-optic sensors. Mathematical models of integrating fiber-optic sensors and a shell performing forced vibrations under the action of a concentrated vibration source. The results of experimental research are presented, confirming the possibility of using a system of integrating fiber-optic sensors to estimate the dynamic parameters of extended structures, such as the aircraft fuselage and wings.

А. А. ОЗНОБИШИН
(ООО «ГЭТ СЕРВИС», Москва)

СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕГО ПОЛЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ, А ТАКЖЕ ИХ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Во время развязанных санкций со стороны ЕС и США особенно актуальным становится использование собственных средств автоматизации проектирования. В сложных программных продуктах, разрабатываемых и редактируемых в течение нескольких месяцев, а то и лет, за частую и разными исполнителями, велика вероятность допущения ошибок. Особенно трудно предотвращать ошибки, которые позволяют программе запуститься, но, тем не менее приводят к неправильному выполнению программы. Обычно такие ошибки являются труднопредсказуемыми на стадии программирования и выявляются при тщательном тестировании с помощью специальных инструментов и методик. При этом сам процесс тестирования и отладки программного кода является длительным и трудоемким. Изменение и доработка таких продуктов также является сложным процессом, который дополнительно усложняется в случае, если в работу включаются специалисты не писавшие данный код. При таком положении дел, даже малейшее изменение программного кода содержит в себе значительную трудоемкость. Особую важность оптимизации создания программных продуктов как в плане надёжности, унификации и сокращения трудозатрат данный вопрос обретает в сфере разработки продуктов для критических с точки зрения безопасности условий применения. Для решения данных задач специалистами предприятия ООО «Авионика и Софт» г. Москва была разработана система автоматизированного проектирования информационно-управляющего поля технических объектов, а также их программного обеспечения ПрагмаСофтСтудия 2.0 (САПР)

Предлагаемый доклад посвящен описанию преимуществ и функциональных возможностей системы автоматизированного проектирования информационно-управляющего поля технических объектов, а также их программного обеспечения ПрагмаСофтСтудия 2.0.

Во время развязанных санкций со стороны ЕС и США особенно актуальным становится использование собственных средств автоматизации проектирования.

Помимо вышеперечисленных задач в Российской Федерации сейчас есть большая потребность в увеличении производительности труда. САПР ПрагмаСофтСтудия2.0 решает и эту задачу.

САПР позволяет разрабатывать программное обеспечение, практически минуя стадию программирования (имеется ввиду метод программирования, когда программист целиком вводит вручную код программы с помощью среды программирования). Алгоритмисты (специалисты по системам объекта) из созданных в САПР функциональных схем (которые моделируются, тестируются) автоматически получают программный код на языке «С». Аналогично получают и информационные изображения на экранах бортовых многофункциональных индикаторов (или экранах компьютеров).

В рамках вышеперечисленных областей использования САПР может быть задействован на разную «глубину» использования:

- на этапе эскизного проектирования, при защите проекта может быть предъявлен виртуальный вид кабины (пульта), алгоритмов;
- для проведения эргономических исследований и получения заключений о возможности и **правильности формы** кабины и алгоритмов использования органов управления и индикации в разрабатываемой кабине;
- разработка программного обеспечения для многофункциональных индикаторов и вычислительных средств методом генерации программного кода из структурно-функциональных схем и индикационных «картин»;
- автоматизированное **получение** документации на созданное программное обеспечение;

- в процессе эксплуатации объекта САПР позволит легко внести коррективы в ПО объекта, так как созданная программа представлена в САПР на уровне картинок и схем, ее сможет прочитать и разобраться специалист не участвовавший в ее разработке.
- полученное в САПР программное обеспечение для объекта не привязано жестко к аппаратуре и поэтому может быть перенесено в тренажер объекта или использовано при создании учебных классов (тренажер при этом может быть не только объекта, но и более высокого уровня – «поля боя»)
- отдельно можно рассматривать использование САПР в промышленности, в частности в системах автоматизации управления и контроля.

Кроме генерации кода САПР позволяет автоматизировать документирование разрабатываемого ПО, обеспечить тестирование, отладку и еще ряд важных функций.

Эффективность использования САПР определяется её «сфокусированностью» под решение конкретных задач в этой области, а не простое универсальное математическое моделирование с отображением на экране. Именно набор сервисных функций, характерных для вышеназванных классов дает преимущество перед универсальностью.

Механизм функций в САПР позволяет упростить, сократить по времени и удешевить процесс разработки. Функции предназначены для вынесения некоторой функциональности из основной части проекта. Это может быть некий механизм обработки данных или графический фрагмент. Разбивая проект на части и описывая их отдельно, мы упрощаем проект и делаем его более читабельным. Также это уменьшает число ошибок и позволяет использовать функции многократно как в данном, так и в других проектах.

Функциональность программы может быть увеличена без её изменения. Для этого используется механизм расширений в виде внешних подключаемых к САПР dll файлов. По желанию заказчика мы можем создать необходимые для него расширения, позволяющие, например, выполнять какую-либо специфическую проверку проекта или подыгрыша, добавлять удобную ему автоматизацию при работе с проектом, генерацию документации в необходимом формате и т.д.

Таким образом, внедрение САПР предприятиями позволит повысить качество разработки программного обеспечения для бортовой электроники, сократить сроки, снизить эксплуатационные расходы. По оценкам западных специалистов использование САПР позволяет повысить производительность труда в 1,4 раза.

A.A. Oznobishin (GET SERVICE Ltd., Moscow). **Computer-aided design of information-control field of technical objects and of their software**

Abstract. At the time of unleashed sanctions by the EU and the USA, the use of internal automation facilities becomes especially relevant. In complex software products, being developed and edited for several months, or even years – often by different contractors - there is a high probability of making mistakes. It is especially difficult to prevent errors that allow a program to run, but nevertheless lead to incorrect program execution. Usually, such errors are difficult to predict at the programming stage and are revealed during thorough testing using special tools and techniques. At the same time, the process of software testing and debugging is long-term and laborious. Modifying and improving such products is also a complex process, which is additionally complicated if specialists who did not write this software are involved in the work. In this case, even the slightest change in the software is very labor-intensive. Optimization of software design in terms of reliability, unification and reduction of labor costs is of particular importance in the field of product development for critical applications from the safety viewpoint. To solve these problems, the specialists of Avionika and Soft LLC, Moscow, developed a system of computer-aided design of the information and control field of technical objects, as well as their software Pragma-SoftStudio 2.0 (CAD).

А.А. ГОЛУБЕВА, П.Ю. ГРИГОРОВ

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

СПОСОБ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПТИМАЛЬНОЙ ОРТОНОРМАЛИЗАЦИИ МАТРИЦЫ ПОВОРОТА

Для уменьшения негативного влияния вычислительных ошибок, возникающих в процессе численного интегрирования уравнений движения твердого тела на длительных временных промежутках, необходимо периодически корректировать «орты» связанной системы координат. Предлагается новая методика коррекции матрицы направляющих косинусов. Корректирующие добавки строятся для всех трёх векторов и выбираются из условия минимизации суммы их квадратов и выполнения условий ортогональности и нормировки после корректировки. Необходимые условия оптимальности сводят задачу к решению шести алгебраических уравнений второго порядка, для которых не существует общих методов решения.

Введение. При численном интегрировании пространственного движения твердого тела, матрица поворота, задающая текущую ориентацию, может претерпевать “искажения” – терять ортогональность и нормировку. И таким образом она уже не будет являться матрицей поворота. Для исправления этих искажений применяют процедуры ортогонализации, например классический или модифицированный методы Грама Шмидта [1], которые не обладают оптимальностью в смысле минимальных отклонений входной и скорректированной матриц. В работе предлагается новый метод поиска оптимальной ортогональной матрицы с использованием метода множителей Лагранжа и численных методов решения полиномиальных уравнений 4го порядка, который является усовершенствованным методом из работы [2]. Данный метод может быть полезен и интересен теоретическим специалистам, а также инженерам для решения прикладных задач. С точки зрения прикладного применения, метод может быть использован в задачах моделирования пространственного движения и может быть полезен в таких областях как прикладная механика, авиация, космонавтика, робототехника, небесная механика и прочих.

Постановка задачи. Заданы три вектора $\mathbf{b}_1, \mathbf{b}_2, \mathbf{b}_3$ искаженной, но не вырожденной, матрицы поворота $\mathbf{B}$. Требуется скорректировать $\mathbf{B}$ и получить новые вектора $\mathbf{c}_1, \mathbf{c}_2, \mathbf{c}_3$, обеспечив условие ортонормированности, выраженное через скалярные произведения векторов, с учетом минимального отклонения по сумме квадратов их норм:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1..3} \alpha_i^2 &\rightarrow \min \\ \mathbf{c}_i \cdot \mathbf{c}_i &= 1 \quad i = 1..3 \\ \mathbf{c}_i \cdot \mathbf{c}_j &= 0 \quad i, j = 1..3, i \neq j, \\ \text{где } \alpha_i &= (\mathbf{c}_i - \mathbf{b}_i). \end{aligned} \quad (1)$$

Функция Лагранжа имеет следующий вид:

$$L = \alpha_1^2 + \alpha_2^2 + \alpha_3^2 + \lambda_1(\mathbf{c}_1 \cdot \mathbf{c}_1 - 1) + \lambda_2(\mathbf{c}_2 \cdot \mathbf{c}_2 - 1) + \lambda_3(\mathbf{c}_3 \cdot \mathbf{c}_3 - 1) + \lambda_4 \mathbf{c}_1 \cdot \mathbf{c}_2 + \lambda_5 \mathbf{c}_1 \cdot \mathbf{c}_3 + \lambda_6 \mathbf{c}_2 \cdot \mathbf{c}_3 \quad (2)$$

Необходимые условия экстремума:

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial \alpha_1} = 2\alpha_1 + 2\lambda_1 \mathbf{c}_1 + \lambda_4 \mathbf{c}_2 + \lambda_5 \mathbf{c}_3 = \mathbf{0} \\ \frac{\partial L}{\partial \alpha_2} = 2\alpha_2 + 2\lambda_2 \mathbf{c}_2 + \lambda_4 \mathbf{c}_1 + \lambda_6 \mathbf{c}_3 = \mathbf{0} \\ \frac{\partial L}{\partial \alpha_3} = 2\alpha_3 + 2\lambda_3 \mathbf{c}_3 + \lambda_5 \mathbf{c}_1 + \lambda_6 \mathbf{c}_2 = \mathbf{0} \\ \mathbf{c}_i \cdot \mathbf{c}_i = 1 \quad i = 1..3 \\ \mathbf{c}_i \cdot \mathbf{c}_j = 0 \quad i, j = 1..3, i \neq j \end{cases} \quad (3)$$

Из (1) и (3) получается:

$$\begin{aligned} 2(1 + \lambda_1)c_1 + \lambda_4c_2 + \lambda_5c_3 &= 2b_1 \\ \lambda_4c_1 + 2c_2(1 + \lambda_2) + \lambda_6c_3 &= 2b_2 \\ \lambda_5c_1 + c_2\lambda_6 + 2c_3(1 + \lambda_3) &= 2b_3 \end{aligned} \quad (4)$$

Система уравнений (4) линейна по c_1, c_2, c_3 и решается методом Крамера:

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{\Delta_1}{\Delta} = \frac{2}{\Delta} [b_1(4(1 + \lambda_2)(1 + \lambda_3) - \lambda_6^2) - b_2(2\lambda_4(1 + \lambda_3) - \lambda_5\lambda_6) - b_3(2\lambda_5(1 + \lambda_2) - \lambda_4\lambda_6)] \\ c_2 &= \frac{\Delta_2}{\Delta} = \frac{2}{\Delta} [b_1(\lambda_5\lambda_6 - 2\lambda_4(1 + \lambda_3)) + b_2(4(1 + \lambda_1)(1 + \lambda_3) - \lambda_5^2) - b_3(2\lambda_6(1 + \lambda_1) - \lambda_4\lambda_5)] \\ c_3 &= \frac{\Delta_3}{\Delta} = \frac{2}{\Delta} [b_1(\lambda_4\lambda_6 - 2\lambda_5(1 + \lambda_2)) - b_2(2\lambda_6(1 + \lambda_1) - \lambda_4\lambda_5) + b_3(4(1 + \lambda_1)(1 + \lambda_2) - \lambda_4^2)] \end{aligned} \quad (5)$$

Сделав замены, (5) можно переписать в следующем виде:

$$\begin{aligned} c_1 &= x_1b_1 + x_4b_2 + x_5b_3 \\ c_2 &= x_2b_2 + x_4b_1 + x_6b_3 \\ c_3 &= x_3b_3 + x_5b_1 + x_6b_2 \end{aligned} \quad (6)$$

Теперь используя условия ортогональности и нормировки из (1) можно найти решение системы задающей необходимые условия экстремума, обозначив $b_i b_j = b_{ij}$:

$$c_1 \cdot c_1 = x_1^2 b_{11} + x_4^2 b_{22} + x_5^2 b_{33} + 2x_1x_4 b_{12} + 2x_1x_5 b_{13} + 2x_4x_5 b_{23} = 1 \quad (7)$$

$$c_2 \cdot c_2 = x_2^2 b_{22} + x_4^2 b_{11} + x_6^2 b_{33} + 2x_2x_4 b_{12} + 2x_4x_6 b_{13} + 2x_6x_2 b_{23} = 1 \quad (8)$$

$$c_3 \cdot c_3 = x_3^2 b_{33} + x_5^2 b_{11} + x_6^2 b_{22} + 2x_3x_5 b_{13} + 2x_5x_6 b_{12} + 2x_3x_6 b_{23} = 1 \quad (9)$$

$$c_1 \cdot c_2 = (x_1x_2 + x_4^2) b_{12} + x_1x_4 b_{11} + (x_1x_6 + x_5x_4) b_{13} + x_4x_2 b_{22} + (x_4x_6 + x_5x_2) b_{23} + x_5x_6 b_{33} = 0 \quad (10)$$

$$c_1 \cdot c_3 = (x_1x_6 + x_4x_5) b_{12} + x_1x_5 b_{11} + (x_1x_3 + x_5^2) b_{13} + x_4x_6 b_{22} + (x_3x_4 + x_5x_6) b_{23} + x_3x_5 b_{33} = 0 \quad (11)$$

$$c_2 \cdot c_3 = (x_4x_6 + x_2x_5) b_{12} + x_4x_5 b_{11} + (x_3x_4 + x_5x_6) b_{13} + x_2x_6 b_{22} + (x_2x_3 + x_6^2) b_{23} + x_3x_6 b_{33} = 0 \quad (12)$$

Соотношения (7)-(12) образуют систему уравнений 6-ой размерности для определения шести неизвестных $x_i (i = 1, \dots, 6)$. Анализируя (7)-(12) видно, что систему можно разбить на три пересекающиеся подсистемы, по три уравнения: [(7), (8), (10)], [(7), (9), (11)], [(8), (9), (12)].

Можно проверить, что любая из этих подсистем эквивалентна любой другой при замене соответствующих индексов в (6). Например, для получения системы [(7), (9), (11)] из системы [(7), (8), (10)] нужно заменить b_{12} на b_{13} , b_{22} на b_{33} и x_4 на x_5 .

Примем систему [(7), (8), (10)] в качестве опорной и запишем её в виде:

$$\begin{aligned} a_0x^2 + a_1x + a_2 &= 0; \\ b_0y^2 + b_1y + b_2 &= 0; \\ c_0xy + c_1x + c_2y + c_3 &= 0, \end{aligned} \quad (13)$$

где

$$\begin{aligned} x &= x_1, y = x_2, \\ a_0 &= b_{11}, a_1 = 2(b_{12}x_4 + b_{13}x_5), \\ a_2 &= b_{22}x_4^2 + b_{33}x_5^2 + 2b_{23}x_4x_5 - 1; \\ b_0 &= b_{22}, b_1 = 2(b_{12}x_4 + b_{23}x_6), \\ b_2 &= b_{11}x_4^2 + b_{33}x_6^2 + 2b_{13}x_4x_6 - 1; \\ c_0 &= b_{12}, c_1 = b_{11}x_4 + b_{13}x_6, c_2 = b_{22}x_4 + b_{23}x_5, \\ c_3 &= b_{12}x_4^2 + b_{13}x_4x_5 + b_{23}x_4x_6 + b_{33}x_5x_6. \end{aligned} \quad (14)$$

Согласно определению из теории многочленов [3,4] результатом двух многочленов - $f(x) = a_0x^n + a_1x^{n-1} + \dots + a_{n-1}x + a_n$ и $g(y) = b_0y^m + b_1y^{m-1} + \dots + b_{m-1}y + b_m$, для которых $a_0 \neq 0$, $b_0 \neq 0$, называется выражение: $Res(f, g) = \prod_{(x,y): f(x)=0, g(y)=0} (x - y)$. То есть результат является произведением всех возможных разностей корней многочленов $f(x)$ и $g(y)$. Очевидно, что если у многочленов есть хотя бы один общий корень, то результат будет равен нулю. Результат можно найти как определитель матрицы следующего вида:

$$Res(f, g) = \det \begin{bmatrix} m \begin{cases} a_0 & a_1 & \dots & a_{n-1} & a_n & 0 & \dots & \dots & 0 & 0 \\ 0 & a_0 & a_1 & \dots & a_{n-1} & a_n & 0 & \dots & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & 0 & a_0 & a_1 & \dots & a_{n-1} & a_n \end{cases} \\ n \begin{cases} b_0 & b_1 & \dots & b_{n-1} & b_n & 0 & \dots & \dots & 0 & 0 \\ 0 & b_0 & b_1 & \dots & b_{n-1} & b_n & 0 & \dots & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \ddots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & 0 & b_0 & b_1 & \dots & b_{n-1} & b_n \end{cases} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Из (15) получается, что для уравнений $f(x) = a_0x^2 + a_1x + a_2$ и $g(x) = c_0x^2 + c_1x + c_2$ результат записывается в виде: $R(f, g) = (a_0c_2 - a_2c_0)^2 - (a_1c_2 - a_2c_1)(a_0c_1 - a_1c_0)$.

Далее используется следующая схема решения – для: [(7), (8), (10)] находится результат для уравнений (7) и (10) относительно x_1 . Из-за трансцендентности полученных уравнений связи записать их в явном и компактном виде как функции x_4, x_5, x_6 оказалось проблематично. Для упрощения работы использовались средства символьных вычислений. На этом шаге получается функция вида $R_{7,10} = B_0y^2 + B_1y + B_2 = 0$. Как можно видеть, B_0, B_1, B_2 являются функциями x_4, x_5, x_6 . Далее ищется результат для $R_{7,10}$ и (8) - $R_{7,8,10} = A1x_4^4 + B1x_4^3 + C1x_4^2 + D1x_4 + E1$. $A1, B1, C1, D1, E1$ являются функциями только от переменных x_5, x_6 , поэтому равенство $A1x_4^4 + B1x_4^3 + C1x_4^2 + D1x_4 + E1 = 0$ определяет неявное уравнение в виде полинома четвертой степени для нахождения x_4 при заданных x_5, x_6 . Последовательное решение каждой из редуцированных подсистем в результате даёт три уравнения связи для x_4, x_5, x_6 .

Таким образом, задача нахождения x_4, x_5, x_6 сведена к стандартной задаче вычислительной математики. Существует множество способов численного решения систем нелинейных уравнений. В любом случае применение любого из них предполагает наличие начального приближения, которое обеспечивает сходимость процесса. Априори о значениях x_4, x_5, x_6 ничего не известно. Однако, учитывая, что вектора c_1, c_2, c_3 должны быть близки b_1, b_2, b_3 , можно предположить, что значения коэффициентов x_1, x_2, x_3 порядка единицы, а слагаемые с x_4, x_5, x_6 достаточно малы и для них можно принять нулевые значения. Это позволяет провести первую итерацию решения уравнений для результатов редуцированных систем аналитически и использовать полученное решение в качестве первого приближения в итерационном процессе поиска значений x_4, x_5, x_6 .

Заключение. В докладе представлена основная информация о новом способе решения задачи ортогонализации и нормировки матриц направляющих косинусов, получивших «деформацию» в процессе численного интегрирования. На основе материалов из доклада были проведены численные эксперименты для оценки скорости и точности работы алгоритмов. Результаты экспериментов продемонстрировали пригодность и эффективность использования данного метода для решения задач численного моделирования пространственного движения твердых тел относительно различных систем координат. Полученные алгоритмы могут найти свое применение в областях инженерии, где важно точное позиционирование.

ЛИТЕРАТУРА

1. J. Daniel, W.B. Gragg, L. Kaufman, and G. W. Stewart, Reorthogonalization and stable algorithms for updating the Gram-Schmidt QR factorization, MATHEMATICS OF COMPUTATION. Vol. 30 № 136. USA.MI AMS, 1976.
2. Куланов Н.В. Методика ортонормирования двух векторов матрицы направляющих косинусов при численном интегрировании уравнений кинематики. Учёные записки ЦАГИ, том XLIX, № 2, 2018г.

3. **Земляков А.Н.** Введение в алгебру и анализ: культурно-исторический дискурс. М. БИНОМ. Лаборатория Знаний, 2012.
 4. **Протасов В.В.** Многочлены: М. МЦНМО, 2003г.
-

A.A. Golubeva, P.Yu. Grigorov (State Research Institute of Aviation Systems, Moscow). **Method for solving the problem of optimal orthonormalization of the rotation matrix**

Abstract. To reduce the negative effect of computational errors arising in the process of numerical integration of the equations of a rigid body motion at long time intervals, it is necessary to periodically correct the "unit vectors" of the body-fixed coordinate frame. A new method for correcting the direction cosines matrix is proposed. Corrective components are constructed for all three vectors and are selected such that the sum of their squares is minimized and the conditions of orthogonality and normalization after correction are fulfilled. The necessary optimality conditions reduce the problem to solving six second-order algebraic equations for which there are no general solution methods.

А.С. МИТЬКИН, В. А. ПОГОРЕЛОВ
(ФГУП «Ростовский-на-Дону научно-исследовательский институт радиосвязи)

Е.Г. ЧУБ
(ФГБОУ ВО «Донской государственный технический университет», Ростов-на-Дону)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА МОМЕНТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОЦЕНИВАНИЯ МНОГОМЕРНЫХ МАРКОВСКИХ ПРОЦЕССОВ

Рассмотрено решение проблемы «возмущенной» фильтрации на основе негауссовской аппроксимации апостериорной плотности вероятности многомерного марковского вектора состояния. На основе аппроксимации апостериорной плотности вероятности системой уравнений моментов разработан субоптимальный фильтр, позволяющий оценить вектор состояния динамической системы в реальном времени. Показано преимущество предложенного подхода по сравнению с использованием нелинейного обобщенного фильтра Калмана.

Введение. Возможность представления вектора состояния стохастических динамических систем в форме «объект-наблюдатель» делает возможным применение современных методов теории нелинейной стохастической фильтрации [1-5]. В общем случае их использование предполагает решения интегро-дифференциального уравнения в частных производных Стратоновича [6]. Так как уравнение Стратоновича не может быть решено аналитически, то в теории нелинейной фильтрации для получения апостериорных оценок используют различные приближенные методы [7-12]: разложение нелинейных функций уравнений объекта и наблюдателя в ряды Тейлора в окрестности некоторого программного движения; кусочно-полиномиальная аппроксимация нелинейных функций; конечно-разностная аппроксимация апостериорной плотности вероятности (АПВ); гауссовское приближение; замена оценки функции на функцию оценок; замена среднего по множеству средним по времени.

Недостатком первых трех методов является их эффективность при условии независимости коэффициентов сноса и диффузии от пространственной или временной координаты [7]. Для метода аппроксимации функциональными рядами характерна возможность появления отрицательных значений АПВ [8,9]. Недостатком гауссовской аппроксимации является неизбежность неизвестных отклонений от истинного решения во всех случаях отличия АПВ от нормальной [10]. Метод конечно-разностных схем, использующий дискретное разбиение области существования переменных на k интервалов, позволяет достичь любой точности решения при неограниченном увеличении k . Однако необходимость численного интегрирования $(2k+1)^M$ обыкновенных дифференциальных уравнений ограничивает возможность его практического использования [11, 12]. Отмеченные недостатки существующих методов не позволяют применить их при анализе вероятностных характеристик вектора состояния реальных стохастических динамических систем. В связи с этим предлагаемый доклад посвящен разработке метода фильтрации многомерного марковского процесса системой апостериорных моментов. Особенностью разрабатываемого метода является возможность учесть корреляционные связи между переменными состояния стохастической динамической системы.

Постановка задачи. Пусть стохастический динамический объект описывается нелинейным дифференциальным уравнением в форме Ланжевена

$$\dot{Y} = F_1(Y, t) + F_0(Y, t)\xi_t, \quad (1)$$

где Y – вектор состояния динамической системы, размерности R ; F_i $i=\overline{0,1}$ – известные нелинейные векторные и матричные функции, размерности, соответственно, R и $R \times I$, удовлетворяющие условию Липшица $\forall Y, t$ и дифференцируемые на интервале времени от $(0; t)$ l раз, (величина l выбирается, исходя из требуемой точности представления конкретной функции и на дальнейшие построения принципиального влияния не оказывает), ξ_t – белый гауссовский

вектор-шум размерности I , с матрицей интенсивностей $D_\xi(t)$ наблюдается с помощью измерителя, описываемого с помощью нелинейного стохастического уравнения вида

$$Z = H(Y, t) + \zeta_t, \quad (2)$$

где Z – вектор выходных сигналов измерителя размерности K , $H(Y, t)$ – непрерывная вектор-функция наблюдения размерности K , удовлетворяющая условию Липшица $\forall Y, t$, ζ_t – белый гауссовский вектор-шум размерности K с матрицей интенсивностей $D_\zeta(t)$.

Апостериорная плотность вероятности $\rho(Y, t) = p$ такого процесса, удовлетворяющего приведенным выше условиям, описывается уравнением Стратоновича [6]:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = - \sum_{i=1}^R \frac{\partial}{\partial Y_i} [q_i(Y, t)p] + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^R \sum_{j=1}^I \frac{\partial^2}{\partial Y_i \partial Y_j} [b_{ij}(Y, t)p] + [F(t, Y) - F(t)]p(Y, t), \quad (3)$$

где $q_i(Y, t) = F_i(Y, t) + \frac{1}{2} \sum_{k=1}^R \sum_{j=1}^I D_k F_{0jk}(Y, t) \frac{\partial}{\partial Y_j} F_{0ik}(Y, t)$, $b_{ij}(Y, t) = \sum_{k=1}^R D_k F_{0ik}(Y, t) F_{0jk}(Y, t)$,

$$F(Y, t) = -\frac{1}{2} [Z - H(Y, t)]^T D_\zeta^{-1} [Z - H(Y, t)], \quad F(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} \dots \int_{-\infty}^{+\infty} F(Y, t) p dY_1 \dots dY_R.$$

Требуется найти систему апостериорных моментов, обеспечивающих требуемую точность аппроксимации уравнения (3) на заданном интервале времени функционирования стохастической динамической системы (1) и учитывающее наличие корреляционных связей в её переменных состояниях.

Решение задачи. Для решения поставленной задачи будем использовать методику, предложенную в [10]. Умножим обе части уравнения (3) на Y_k и проинтегрируем результат по $Y_1 \dots Y_R$. Считая, что в левой части равенства допустима переменная порядка интегрирования и дифференцирования, имеем

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \dots \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\partial \rho}{\partial t} Y_k dY_1 \dots dY_R = \frac{\partial}{\partial t} \int_{-\infty}^{+\infty} \dots \int_{-\infty}^{+\infty} \rho Y_k dY_1 \dots dY_R = \frac{\partial}{\partial t} m^k = \dot{m}^k.$$

Используя метод интегрирования по частям, учитывая граничные условия и разложение коэффициентов сноса и диффузии в ряд Тейлора, представим первое слагаемое (коэффициент сноса)

в правой части равенства (3) в виде $\sum_{n=0}^{\infty} a_n^k m_n^k$, где $a_n^k = \frac{\partial^n q_k(m)}{\partial Y_k^n} \frac{1}{n!}$. Второе слагаемое в (3) (коэффициент диффузии), с учетом сделанных выше замечаний, обращается в ноль, а третье слагаемое в (3) можно записать в виде $\sum_{n=0}^{\infty} f_n^{*k} m_n^k$, где $f_n^{*k} = \frac{\partial^n ([F(Y, t) - F(t)] Y_k)(m)}{\partial Y_k^n} \frac{1}{n!}$. Объединяя полученные выражения, найдем уравнения для начальных моментов фазовых координат Y_k

$$\dot{m}^k = \sum_{n=0}^{\infty} a_n^k m_n^k + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^{*k} m_n^k, \quad k \in \overline{1, R}. \quad (4)$$

Для нахождения центральных моментов умножим равенство (3) на $(Y_k - m^k)^j$, а затем проинтегрируем по $Y_1 \dots Y_R$. Проводя указанные выше преобразования, получаем

$$\dot{m}_j^k = j \sum_{n=0}^{\infty} a_n^k m_{n+j-1}^k + \frac{j(j-1)}{2} \sum_{n=0}^{\infty} b_n^k m_{n+j-2}^k + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^k m_{n+j}^k, \quad j > 1. \quad (5)$$

Следует отметить, что в данном случае коэффициент диффузии преобразуется в выражение $\frac{j(j-1)}{2} \sum_{n=0}^{\infty} b_n^k m_{n+j-2}^k$, где $b_n^k = \frac{\partial^n b_{kk}(m)}{\partial Y_k^n}$, а коэффициенты разложения в ряд Тейлора последнего

слагаемого определяются следующим образом: $f_n^k = \frac{\partial^n (F(Y, t) - F(t))(m)}{\partial Y_k^n} \frac{1}{n!}$.

Для нахождения смешанных моментов умножим (3) на $(Y_{i_0} - m^{i_0})^j (Y_{j_0} - m^{j_0})^s$, а затем проинтегрируем полученный результат по $Y_1 \dots Y_R$. В результате будем иметь для $j \geq 1, s \geq 1$

$$\begin{aligned} \dot{m}_{j,s}^{i_0,j_0} = & -j \sum_{n=0}^{\infty} a_n^{i_0} m_{n+j-1,s}^{i_0,j_0} - s \sum_{n=0}^{\infty} a_n^{j_0} m_{j,n+s-1}^{i_0,j_0} + \frac{1}{2} \left(j(j-1) \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{i_0} m_{n+j-2,s}^{i_0,j_0} + \right. \\ & \left. + s(s-1) \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{j_0} m_{j,n+s-1}^{i_0,j_0} + js \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{i_0 j_0(j_0)} m_{j-1,n+s-1}^{i_0,j_0} + js \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{j_0 i_0(i_0)} m_{n+j-1,s-1}^{i_0,j_0} \right) + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^{i_0} m_{j+n,s}^{i_0,j_0}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $a_n^{i_0} := \frac{\partial^n q_{i_0}(m)}{\partial Y_{i_0}^n} \frac{1}{n!}$, $a_n^{j_0} := \frac{\partial^n q_{j_0}(m)}{\partial Y_{j_0}^n} \frac{1}{n!}$, $b_n^{i_0} := \frac{\partial^n b_{i_0 i_0}(m)}{\partial Y_{i_0}^n} \frac{1}{n!}$, $b_n^{i_0 j_0(j_0)} = \frac{\partial^n b_{i_0 j_0}(m)}{\partial Y_{j_0}^n} \frac{1}{n!}$, $i_0 \in \overline{1, R}$,

$j_0 \in \overline{1, I}$, $s \in \overline{1, I}$,

Объединяя уравнения (4), (5) и (6) получим алгоритм нелинейной фильтрации свободный от недостатков присущих алгоритмам калмановской фильтрации и не требующего априорного предположения о гауссовском распределении АПВ стохастической динамической системы:

$$\begin{aligned} \dot{m}^k = & \sum_{n=0}^{\infty} a_n^k m_n^k + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^{*k} m_n^k, \\ \dot{m}_j^k = & j \sum_{n=0}^{\infty} a_n^k m_{n+j-1}^k + \frac{j(j-1)}{2} \sum_{n=0}^{\infty} b_n^k m_{n+j-2}^k + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^k m_n^k, \\ \dot{m}_{j,s}^{i_0,j_0} = & -j \sum_{n=0}^{\infty} a_n^{i_0} m_{n+j-1,s}^{i_0,j_0} - s \sum_{n=0}^{\infty} a_n^{j_0} m_{j,n+s-1}^{i_0,j_0} + \frac{1}{2} \left(j(j-1) \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{i_0} m_{n+j-2,s}^{i_0,j_0} + \right. \\ & \left. + s(s-1) \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{j_0} m_{j,n+s-1}^{i_0,j_0} + js \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{i_0 j_0(j_0)} m_{j-1,n+s-1}^{i_0,j_0} + js \sum_{n=0}^{\infty} b_n^{j_0 i_0(i_0)} m_{n+j-1,s-1}^{i_0,j_0} \right) + \sum_{n=0}^{\infty} f_n^{i_0} m_{j+n,s}^{i_0,j_0}. \end{aligned} \quad (7)$$

Система апостериорных моментов (7) потенциально обеспечивает требуемую точность решения уравнения (3) на заданном интервале времени функционирования стохастической динамической системы (1) и позволяет учесть наличие корреляционных связей в переменных её вектора состояния. Для случая, когда апостериорная плотность вероятности процесса может быть с требуемой точностью аппроксимирована нормальной плотностью распределения, которая зависит только от первых двух моментов, полученная система уравнений сводится к фильтру калмановского типа.

Заключение. Использование (7) позволяет свести решение (3) к интегрированию системы апостериорных моментов, которое может осуществляться известными численными методами [12]. Очевидно, что такое интегрирование существенно более простое с точки зрения практического использования, чем традиционное решение (3) методом сеток [10]. В то же время анализ уравнений (7), показывает, что система апостериорных моментов не замкнута, что затрудняет ее использование. Но в практических приложениях, исходя из физики процесса, можно ожидать определенный вид плотности распределения (3) [2, 3, 5], что в принципе позволяет замкнуть систему дифференциальных уравнений (7) [8, 9].

Разработанный в докладе метод может найти практическое применение в системах радиолокации, навигации, связи и управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Погорелов В.А., Семилеткин А.О., Цицилин А.В., Ломтатидзе К.Т.** Стохастическая модель бескарданной навигационной системы малого беспилотного летательного аппарата // Радиотехника. Т.83, №7(9), 2019. С.109-119.
2. **Соколов С.В., Погорелов В.А.** Нелинейная динамическая оценка углов ориентации подвижного объекта по распределённым спутниковым измерениям // Измерительная техника. 2019, №3. С.30-36.
3. Помехозащита радиоэлектронных систем управления летательными аппаратами и оружием. Монография /Под. ред. **В.Н. Лепина**. – М.: Радиотехника, 2017. –416 с.
4. **Соколов С.В., Погорелов В.А.** Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 182 с.
5. **Розенберг И.Н., Соколов С.В., Уманский В.И., Погорелов В.А.** Теоретические основы тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем. – М.: Физматлит, 2018. – 312 с.
6. **Стратонович Р.Л.** Условные Марковские процессы и их применение к теории оптимального управления. – М.: МГУ, 1966.– 319 с.
7. **Пугачев В. С., Сеницын И. Н.** Теория стохастических систем. – М.: Логос, 2004. – 1000 с.
8. **Соколов С. В., Ковалев С. М., Кучеренко П. А., Смирнов Ю. А.** Методы идентификации нечетких и стохастических систем. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2018, 432 с.
9. **Митькин А.С., Погорелов В.А., Чуб Е.Г.** Использование распределения Пирсона для синтеза субоптимальных алгоритмов фильтрации многомерных марковских процессов // Изв. вуз. Радиофизика. 2015. Т. 58, № 3. С. 244-253
10. **Тихонов В.И.** Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М.: Радио и связь, 1991. – 2470 с.
11. **Тертычный-Даури В.Ю.** Стохастическая механика.– М.: Факториал Пресс, 2001. – 350 с.
12. **Сеницын И.Н.** Фильтры Калмана и Пугачева. – М.: Логос, 2006. – 640 с.

A. S. Mit'kin, V. A. Pogorelov, (Federal research and production center “Research Institute of Radio Communication” Rostov-on-Don), **E. G. Chub** (Federal State Institution of Higher Education Don State Technical University). **Using the method of moments to solve the problem of evaluating multidimensional markov processes**

Abstract. A solution to the problem of "perturbed" filtration based on a non-Gaussian approximation of the a posteriori probability density of a multidimensional Markov state vector is considered. Based on the approximation of the a posteriori probability density by the system of moment equations, a suboptimal filter has been developed that allows us to evaluate the vector state of a dynamic system in real time. The advantage of the proposed approach in comparison with the use of a nonlinear generalized Kalman filter is shown.

А. А. ЦАЦИН

(АО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика» имени О. В. Успенского)

ПСЕВДОСЛУЧАЙНЫЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ С РАСШИРЕННЫМ ОКНОМ НАБЛЮДЕНИЯ

В работе рассматриваются основные сведения о новом классе псевдослучайных последовательностей – классе синтетических псевдослучайных последовательностей. Основным отличительным признаком рассматриваемых последовательностей является расширенное окно наблюдения. Предлагаемые синтетические последовательности являются расширением области существующих псевдослучайных последовательностей, и рассматривается как одно из перспективных направлений развития данной области, как в науке, так и в технике.

Введение. В современных системах связи, в системах позиционирования, в системах приборного оборудования широкое применение нашли псевдослучайные последовательности чисел (ПСП). Наибольшее распространение получили линейные ПСП: последовательности Голда, Касами, М-последовательности, а также нелинейные ПСП: последовательности де Брёйна, последовательности GMW и т.п.

Одним из направлений применения псевдослучайных последовательностей в приборостроении является формирование шкал цифровых энкодеров. Шкалы бинарных односторонних цифровых энкодеров, например, на основе М-последовательности [1], последовательности де Брёйна (Т-последовательности) [2], базируются на одном из основных свойств ПСП – «окне» наблюдения. Свойство «окна» заключается в том, что если окно из числа соседних символов, ширина которого соответствует разрядности шкалы, перемещать вдоль периода ПСП, то в данном окне будут наблюдаться только уникальные сочетания чисел [3].

В работе рассматривается новый класс псевдослучайных последовательностей с расширенным окном наблюдения.

Основные сведения. Для сохранения свойства «окна» в полном объеме, т.е. что бы были охвачены все возможные уникальные комбинации кодов, максимальная длина числовой последовательности N_s в системе счисления с основанием b при заданной разрядности n_p должна определяться выражением [2]

$$N_s(b) = b^{n_p}. \quad (1)$$

Предварительно для параметрической оценки окна вводится показатель расширения окна наблюдения, k_w – величина сдвига между соседними оценивающими элементами окна наблюдения [4].

Существующие классические псевдослучайные последовательности имеют окно наблюдения, которое оценивает соседние кванты кодовой шкалы (Рис. 1). Расширенное окно наблюдения имеет вид (Рис. 2).

0	0	0	1	0	1	1	1
---	---	---	---	---	---	---	---

Рис. 1. Классическое окно наблюдения ($k_w=1$)

0	1	0	1	0	1	1	0
---	---	---	---	---	---	---	---

Рис. 2. Расширенное окно наблюдения ($k_w=2$)

Одним из возможных решений сохранения основного свойства «окна» заключается в синтезе специальных синтетических псевдослучайных последовательностей с расширенным окном наблюдения.

В работе [4] введены понятия кратных и синтетических последовательностей и описаны функции над ними.

Кратные последовательности (от англ. Aliquot – кратный, А-последовательность) – множество n циклических последовательностей символов длиной N_A с показателем расширения окна наблюдения равным единице, которое соответствуют n непересекающимся контурам графа де Брёйна порядка $N_s = N_A \cdot n$, содержащее все вершины графа.

Синтетическая последовательность (от англ. *Synthetic* – *синтетический*, *S*-последовательность) псевдослучайная последовательность символов длиной N_S с окном наблюдения $k_w=n$, полученная путем выполнения операции слияния над множеством n кратных последовательностей символов длиной $N_A=N_S/n$.

На рисунке 3 приведен пример графа де Брёйна (G_{DB} -граф) порядка $N_S=8$, соответствующий заданной разрядности $n_p=3$ при $b=2$.

В графе красным и синим цветами выделено два непересекающихся контура. Для контуров, начинающихся с вершин с номерами 1 и 3, применим к номерам вершин контуров операцию деления по модулю 2. Получим две кратные циклические бинарные A -последовательности:

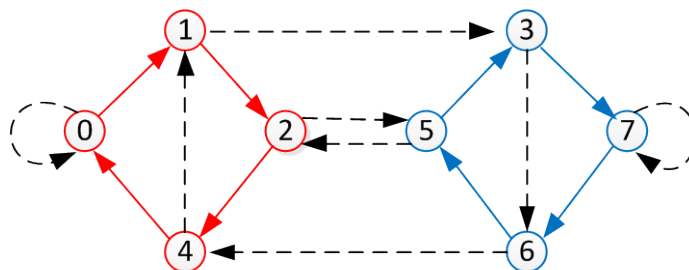


Рисунок 3 – G_{DB} -граф при $b=2$, $n_p=3$

$$A_1^2 = \{1000\}, A_2^2 = \{1101\}.$$

После выполнения операции слияния [4] над имеющимися кратными последовательностями, получим синтетическую псевдослучайную последовательность:

$$S_2^2(3) = \uparrow \{A_1^2 A_2^2\} = \{11010001\}.$$

Данная синтетическая псевдослучайная последовательность имеет показатель расширения окна $k_w=2$ (см. рис.2). Если такое расширенное окно переместить вдоль полученной СПСП, то в соответствии с выражением (1), при принятых значениях параметров ($n_p=3$, $b=2$), будем наблюдать восемь уникальных кодов. Что подтверждает сохранение свойств «окна» при его расширении.

Приведенный пример также показывает, что показатель расширения окна k_w выполняет двойную роль. Он является коэффициентом кратности, т.е. из скольких кратных A -последовательностей состоит синтетическая S -последовательность.

Заметим, что в соответствии с введенными определениями кратной и синтетической последовательностей, псевдослучайные последовательности де Брёйна необходимо рассматривать как частный случай синтетических псевдослучайных последовательностей. Это положение вытекает из рассмотренного в [4] расширенного толкования теории псевдослучайных последовательностей и соответствующего этому расширению теории понятийного аппарата.

Большой интерес вызывают синтетические псевдослучайные последовательности длиной более $N_S \geq 32$ символов (таблица 1).

Таблица 1

Примеры бинарных A - и S -последовательностей, $N_S=32$

№ пп	k_w	A -последовательность	S -последовательность
1	1	00000100011001010011101011011111	00000100011001010011101011011111
2	2	0000011000101001	000100010111110000101110111000111
		0101110011111011	
3	4	00001010	00010001001101011101001011110110
		00011011	
		00100111	
		11111010	

Из таблицы 1 видно, что при одной и той же длине существуют синтетические псевдослучайные последовательности, имеющие в своей основе последовательности различной кратности. При этом все приведенные СПСП различны, но сохраняют свойство «расширенного окна».

Дальнейшие исследования показали, что синтетические псевдослучайные последовательности могут быть получены и для других систем счисления. Были получены СПСП для следующих сочетаний значений параметров:

- $b=2$; $n_p=3, 4, 5, 6$;
- $b=3$; $n_p=2, 3$;
- $b=4$; $n_p=2$.

Практика показала, что применение синтетических псевдослучайных последовательностей позволяет решить проблему размещения считывающих элементов однопорочечных цифровых датчиков положения, даже, если геометрическая ширина считывающего элемента превышает ширину кванта кодовой шкалы. В работах [5-6] рассмотрено одно из практических направлений использования СПСП. Что подтверждает практическую ценность рассматриваемых псевдослучайных последовательностей.

Наиболее полно понятийный аппарат открытых синтетических псевдослучайных последовательностей изложен в работе [4].

Заключение. Таким образом, в статье рассмотрен новый класс псевдослучайных последовательностей - синтетические псевдослучайные последовательности. Основным отличительным признаком рассматриваемых последовательностей является расширенное окно наблюдения. Открытие последовательностей данного класса значительно дополняет теорию псевдослучайных последовательностей, и позволяет расширить научные исследования в этой области.

Синтетические псевдослучайные последовательности могут существовать в различных системах счисления. В частном случае, применение синтетических псевдослучайных последовательностей позволяет решить проблему размещения считывающих элементов однопорочечных бинарных цифровых датчиков положения, если геометрическая ширина считывающего элемента превышает ширину кванта кодовой шкалы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Патент РФ 2012146022/08, 29.10.2012. **Ожиганов А.А., Прибыткин П.А., Павлов В.В.** и др. // Псевдослучайная кодовая шкала / Пат. РФ № 2510572, 2014, Бюл. № 9.
2. **Цацин А.А.** Метод формирования Т-последовательностей для однокоординатных цифровых датчиков перемещений // Материалы IV научно-практической конференции памяти О.В.Успенского [Текст] / Сборник докладов. М.: Издательский дом Академии Н.Е.Жуковского, 2017. С.54–60.
3. F.Jessie MacWilliams and Neil J. A. Sloane, member, IEEE / Pseudo-Random Sequences and Arrays // Proceedings Of The IEEE, Vol.64, No.12, December 1976.
4. **Цацин А.А.** Синтетические псевдослучайные последовательности для датчиков положения // Приборы. 2019. № 11 (233). С.21–28.
5. **Цацин А.А.** Универсальное задающее устройство // Материалы VI научно-практической конференции памяти О.В.Успенского [Текст] / Сборник докладов. М.: Издательский дом Академии Н.Е.Жуковского, 2019. С.82–86.
6. **Цацин А.А., Перепелицин А.В.** Натурное моделирование универсального задающего устройства // Материалы VI научно-практической конференции памяти О.В.Успенского [Текст] / Сборник докладов. М.: Издательский дом Академии Н.Е.Жуковского, 2019. С.87–91.

A A Tsatsin (Joint Stock Company «Avionica», Moscow, Russia). **Pseudo-Random Sequences with Extended Observation Window**

Abstract. The paper considers the basic information about a new class of pseudo-random sequences - the class of synthetic pseudo-random sequences. The main distinguishing feature of the sequences under consideration is the extended observation window. The proposed synthetic sequences are an extension of the area of existing pseudo-random sequences, and is considered as one of the promising directions for the development of this area, both in science and technology.

**МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ
«УПРАВЛЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ» (УАКС–2020)
ИМЕНИ АКАДЕМИКА Е.А. МИКРИНА**

Верстка *А.А. Зуева*

Государственный научный центр Российской Федерации АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»
197046, С.-Петербург, ул. Малая Посадская, 30.
Тел. (812) 499-82-93, факс (812) 232 33 76,
e-mail: editor@eprib.ru
<http://www.elektropribor.spb.ru>