МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А.Г. Кузнецова

Выпуск 21

Москва 2018



УДК 531.383.11

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ГРУППОВОЙ КАЛИБРОВКИ ОДНООСНЫХ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С АНАЛОГОВЫМ ВЫХОДОМ ИНФОРМАЦИИ

Виктор Иванович ГАЛКИН, к. т. н., с. н. с.,

Евгений Владимирович КУЗИН

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

E-mail: inbox@aomiea.ru

Изложена методика одновременной калибровки трех микромеханических датчиков угловой скорости на спроектированном автоматизированном рабочем месте с применением разработанного технологического программного обеспечения с целью повышения уровня автоматизации процесса. Использование данной методики позволяет значительно ускорить калибровку датчиков.

Ключевые слова: микромеханический датчик угловой скорости, калибровка, автоматизация, программное обеспечение.

A METHOD FOR SINGLE-AXIS MICROMECHANICAL RATE SENSORS WITH ANALOG OUTPUT SIMULTANEOUS CALIBRATION

Victor I. GALKIN, PhD in Engineering, Senior Researcher, Evgeniy V. KUZIN

 ${\it `Moscow\ Institute\ of\ Electromechanics\ and\ Automatics'\ PJSC}$

E-mail: inbox@aomiea.ru

The article describes a method of three micromechanical rate sensors simultaneous calibration using the designed automated workstation with the developed technology software in order to enhance process automation. The use of this method helps to make sensors calibration considerably faster.

Keywords: micromechanical rate sensor, calibration, automation, software.

Современные одноосные датчики угловой скорости (ДУС) на базе микромеханических гироскопов находят применение в гражданской авиации и беспилотных летательных аппаратах [1]. Используемые датчики должны обеспечивать заданную требованиями точность при применении в широком спектре климатических и температурных условий. Однако выходной сигнал микромеханического гироскопа зависит от температуры окружающей среды, в которой эксплуатируется ДУС. Поэтому с целью обеспечения заданной точности приборов на этапе производства необходимо провести калибровку.

В состав конструкции одноосного датчика угловой скорости с аналоговым выводом информации помимо микромеханического гироскопа входят термодатчик и электронный блок преобразования информации. Благодаря этому существует возможность коррекции измерений гироскопа в процессе эксплуатации, с использованием показания термодатчика в соответствии с таблицей калибровочных коэффициентов, которая записывается в память прибора по цифровому протоколу RS-232. Внешний вид трех одноосных ДУС с аналоговым выходом на кронштейне представлен на рисунке 1.

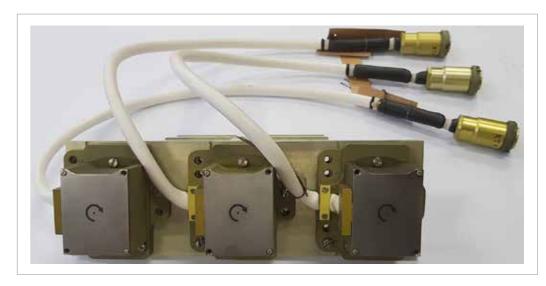


Рис. 1. Одноосный ДУС с аналоговым выходом

Для калибровки одноосных датчиков угловой скорости была разработана методика и программное обеспечение, позволяющее производить групповую калибровку на трехместном автоматизированном рабочем месте. Использование трехместного рабочего места позволяет увеличить производительность процесса калибровки одноосных датчиков в три раза, что является чрезвычайно актуальным при их серийном производстве.



В состав автоматизированного рабочего места для калибровки одноосного ДУС входят: термокамера, оптическая делительная головка, поворотная установка, пульт для подключения датчика, персональный компьютер, термостат и другое оборудование. Отличительной особенностью трехместного рабочего места является пульт, обеспечивающий питанием и цифровым соединением с компьютером трех датчиков одновременно, а также особая конструкция применяемых кронштейнов и термостата. Схема трехместного автоматизированного рабочего места представлена на рисунке 2.

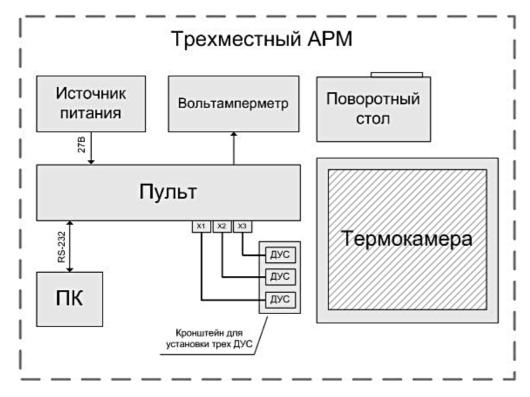


Рис. 2. Схема трехместного АРМ

Помимо организации рабочего места, возникла необходимость разработать технологическое программное обеспечение, в задачи которого входят одновременный прием и обработка данных, учет информации трех одноосных ДУС, запись полученных таблиц коэффициентов в память приборов, проверка датчиков после калибровки. Немаловажной проблемой является удовлетворение требования к высокой автоматизации процесса на каждом этапе калибровки. Процесс калибровки ДУС можно разделить на два отдельных этапа: калибровка в термокамере и на поворотном столе. На первом этапе измерения проводятся при непрерывной работе прибора в термокамере в течение восьми часов.

За это время фиксируются измерения гироскопа и термодатчика для восьми температурных точек в диапазоне от -60° С до $+55^{\circ}$ С, в котором предполагается эксплуатация ДУС. В этих точках определяются нулевой сигнал ω_0 (°/c), коэффициент температурной зависимости нулевого сигнала гироскопа $K_{\omega(\omega_0)}^T$ и масштабный коэффициент термодатчика K_T .

Второй этап калибровки включает измерение массивов угловых скоростей в восьми температурных точках в диапазоне от -60° С до $+55^{\circ}$ С, при этом прибор закреплен в термостате, необходимом для поддержания требуемой температуры при вращении на поворотной установке. Целью данного этапа калибровки является определение масштабных коэффициентов гироскопа K_{ω} и коэффициентов температурной зависимости масштабных коэффициентов гироскопа K_{ω}^{T} . Для этого производятся измерения угловой скорости гироскопа при вращении прибора по измерительной оси в диапазоне скоростей, допустимых для конкретного калибруемого датчика. Разработанной методикой предполагается измерение до 180° /с. Длительность второго этапа калибровки также составляет восемь часов.

После второго этапа калибровки при помощи технологической программы устанавливается масштабный коэффициент цифро-аналогового преобразователя прибора в зависимости от заданной номинальной скорости.

В результате калибровки технологической программой формируется таблица с калибровочными коэффициентами, как показано в примере.

T _{изм} , °C	-60° C	-40° C	-25° C	-10° C	+5°C	+20° C	+40° C	+55° C
ω ₀ , °/c	-0,62650	-0,81154	-0,69452	-0,57394	-0,22094	-0,07387	-0,34921	-0,42368
$K_{\omega(\omega_0)}^T$	-0,00925	0,0078	0,00804	0,02353	0,0098	-0,01377	-0,00498	
K _ω	1,3003	1,30404	1,30576	1,30748	1,31014	1,31336	1,31497	1,31553
K_{ω}^{T}	0,00019	0,00011	0,00011	0,00018	0,00022	0,00008	0,00004	
K_{T}	1,10189							

Пример таблицы калибровочных коэффициентов

Коэффициенты из таблицы записываются в память прибора и сохраняются в базе данных для данного датчика на персональном компьютере APM с целью каталогизации записей обо всех датчиках, прошедших калибровку по данной методике.



Технологическая программа позволяет выполнить проверку ДУС и в штатном режиме после калибровки, согласно разработанной методике. Проверка производится при трех температурах: -60° C, $+20^{\circ}$ C и $+55^{\circ}$ C.

В результате калибровки датчиков угловой скорости по разработанной методике подтверждается соответствие точности измеряемой информации на всем диапазоне температур требованиям ТЗ. Пример степени компенсации нулевого сигнала от температуры после калибровки представлен на рисунке 3.

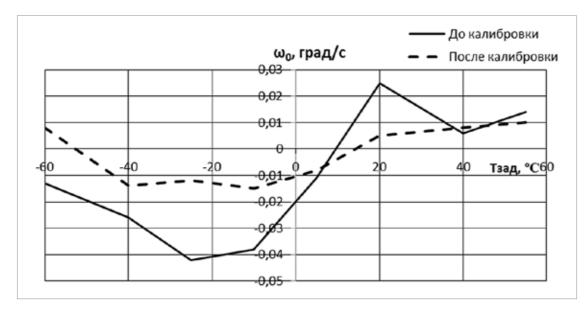


Рис. 3. График зависимости нулевого сигнала ДУС от температуры до и после внесения калибровочных коэффициентов

Описанные выше процессы калибровки и последующей проверки приборов обладают высокой степенью автоматизации благодаря разработанной методике и технологическому программному обеспечению. Технологическая программа обеспечивает прием и обработку данных, учет информации по калибруемым датчикам с использованием современной встраиваемой реляционной базы данных, запись данных в память прибора и решение других немаловажных задач.

Разработанная методика обладает гибкостью в применении, а использование трехместного рабочего места для калибровки позволяет значительно ускорить процесс калибровки датчиков и сократить соответствующие трудозатраты.

6 № 21, 2018 год

Литература

1. Суминов В. М. Галкин В. И., Акилин В. И., Воробьев Д. Н., Крайнева Н.Н. Разработка и перспективы применения микромеханических приборов в пилотажно-навигационных системах летательных аппаратов. «Приборы». 2013 г., №1, с. 6-11.

№ 21, 2018 год 7



УДК 629.78(092)

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОВАНИЕМ ТОПЛИВА

Владимир Константинович ЗАВАДСКИЙ, к. т. н.,

Владимир Петрович ИВАНОВ, д. т. н.

E-mail: vladgus@ipu.rssi.ru,

Елена Борисовна КАБЛОВА,

Людмила Григорьевна КЛЕНОВАЯ

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук

Излагаются основные результаты разработки семейства проблемно ориентированных систем управления расходованием жидкого топлива для отечественных ракет-носителей и межконтинентальных баллистических ракет. Разъясняются физико-технические основы построения этих систем.

Ключевые слова: энергетические характеристики ракет, расходование топлива, терминальное управление.

IMPROVEMENT OF THE ENERGY PERFORMANCE OF LIQUID-FUELED LAUNCH VEHICLES BASED ON THE TERMINAL FUEL MANAGEMENT

Vladimir K. ZAVADSKIY, PhD in Engineering, Vladimir P. IVANOV, D.Sc. in Engineering

E-mail: vladgus@ipu.rssi.ru,

Elena B. KABLOVA.

Ludmila G. KLENOVAYA

V. A. Trapeznicov Institute of control sciences of Russian Academy of Sciences

The article offers the main results of development of the Problem-Oriented liquid fuel management systems for domestic launch vehicles and ICBM (intercontinental ballistic missile) family. The physical-technical principles of these systems development are explained.

Keywords: launch vehicles energy performance, fuel consumption, terminal management.

Введение

Начиная с первых опытов создания жидкостных ракет, конструкторы и ученые стремились повысить энергетические характеристики новых, своеобразных транспортных средств. Цель изысканий в этой области состояла в том, чтобы при заданной стартовой массе ракеты максимально повысить массу переносимого ею груза, дальность стрельбы для боевых ракет или высоту взлета исследовательских аппаратов.

В начале развития ракетной техники сложились традиционные пути повышения энергетических характеристик жидкостных ракет — за счет выбора наиболее эффективного топлива, совершенствования жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и минимизации сухого веса конструкции в пределах прочностной безопасности ракеты. В связи с созданием в начале 50-х гг. мощных жидкостных ракет был выявлен и получил эффективное развитие другой путь, доставляющий энергетическим характеристикам ракеты значительный прирост за счет применения методов и средств управления.

Идея повышения энергетических характеристик жидкостных ракет при помощи управления жидкостным ракетным двигателем родилась в ОКБ-1 С. П. Королева в начале работ по первой межконтинентальной ракете P-7 [1], когда оценки показали, что в ракете возможны неиспользованные остатки топлива в десятки тонн, а снизить их до приемлемого уровня можно лишь управлением двигателями на основе информации о запасах топлива и его расходе. Так С. П. Королевым была поставлена совершенно новая и весьма наукоемкая задача. К решению ее были привлечены многие академические и отраслевые организации. Институт автоматики и телемеханики АН СССР (ныне ИПУ) выполнил под научным руководством Б. Н. Петрова приоритетные исследования и моделирование ЖРД как объекта управления и основополагающие работы по выбору принципов построения и алгоритмов систем управления расходованием топлива ракет с ЖРД.

Выбранные принципы и найденные законы управления были реализованы и легли в основу создания комплекса бортовых систем управления для ракеты Р-7. Системы эти явились плодом коллективного труда многих промышленных и научных организаций и впоследствии нашли широкое применение [2].



Концепция совершенствования энергетических характеристик ракет средствами управления

В основе ряда работ, проведенных Институтом проблем управления совместно с другими организациями в обеспечение создания мощных жидкостных ракет, лежит единая научная концепция, суть которой состоит в следующем.

Рассматривается ракета, которая состоит из соединенных между собой (последовательно или параллельно) отдельных ракетных блоков, включающих баки с питаемыми из них ЖРД, с заданными значениями всех основных своих параметров. В частности, считаются заданными стартовая масса ракеты, ее компоновка, конструкция блоков, энергетические и массовые характеристики ЖРД и пр. При выведении этой ракетой полезного груза на целевую орбиту (или на траекторию полета к заданной цели) необходимо, в соответствии с концепцией, осуществлять такое управление ракетой, чтобы требуемые конечные значения ее траекторных координат (в конце активного участка полета) могли быть достигнуты при возможно большой массе полезного груза (или наибольшем расстоянии от точки старта до цели). Управление ракетой для повышения ее энергетических характеристик здесь понимается в широком смысле, охватывающем управление моментами времени включения и выключения ЖРД отдельных ракетных блоков, управление ориентацией ЖРД и режимами их работы (по тяге и соотношению расходов компонентов топлива), управление межблочным перетеканием жидкого топлива (в случае гидравлически связанных ракетных блоков) и пр.

Ввиду сложности картины происходящих здесь взаимосвязанных процессов, необходимости учета действия большого числа возмущающих факторов случайной природы, а также технических ограничений (по перегрузке, аэродинамическому напору и пр.) поставленная задача оказывается чрезвычайно трудной. Поэтому на практике она решалась декомпозиционно: из общей совокупности физических предпосылок совершенствования энергетических характеристик выделяется одна, которая и используется при построении того или иного способа повышения энергетических характеристик средствами управления.

Все полученные таким образом способы разделяются на две большие группы, и соответственно, сформулированная концепция имеет две составляющие.

Способы первой группы восходят еще к работам Годдарда и сводятся к оптимизации траекторий полета или систем управления движением ракеты по критерию, характеризующему энергозатраты на управление.

Следовательно, первая составляющая концепции предусматривает снижение потребных для совершения полета запасов топлива. Способы второй группы требуют для своей реализации создания специальных средств и систем управления, непосредственно не связанных с задачами управления полетом и предназначенных для ликвидации всевозможных непроизводительных потерь в энергетике ракеты. Поэтому вторая составляющая концепции предусматривает увеличение располагаемой энергетики ракеты — повышение эффективности использования располагаемых запасов топлива. Именно эта составляющая концепции и рассматривается в данной статье.

Задача уменьшения гарантийных запасов топлива

Своего рода ключевым понятием, характеризующим общие потери в энергетике ракеты, является понятие гарантийных запасов топлива, смысл которого состоит в следующем.

В каждый из баков ракеты дополнительно к рабочему запасу топлива, полностью расходуемому в расчетно-номинальных условиях выведения, необходимо резервировать гарантийный запас, предназначенный для компенсации случайных возмущений, действующих на процесс расходования топлива и на траекторные координаты ракеты, — возмущений типа погрешностей заправки баков, разбросов удельного импульса тяги двигателей и аэродинамических параметров ракеты и пр. Выделение гарантийных запасов топлива из общего заправляемого в баки ракеты количества топлива возможно лишь за счет соответствующего сокращения рабочих запасов, что приводит к снижению номинальной грузоподъемности ракеты.

Поэтому действие упомянутых в разделе 1 специальных систем, получивших общее название систем управления расходованием топлива (СУРТ), должно приводить к уменьшению гарантийных запасов топлива.

Семейство систем управления расходованием топлива

За почти полувековой период становления и развития ракетно-космической техники (РКТ) научно-техническую проработку прошли свыше двадцати типов СУРТ, существенно различающихся по принципам построения. В данной статье ограничимся описанием принципов построения только пяти типов СУРТ, получивших наиболее широкое применение и ставших ординарными в отечественной РКТ (в словосочетании «тип СУРТ» первое слово в дальнейшем опускается). Кроме того, дается краткая характеристика некоторых из наиболее перспективных СУРТ.



Первые две системы из ординарных СУРТ предназначены для управления моментами времени выключения ЖРД (их также называют системами управления выработкой топлива), другие три — для управления режимом расходования топлива.

Управление выработкой топлива. При управлении временем выключения ЖРД, помимо энергетических соображений, важнейшую роль играет требование приведения отработавших частей ракеты в заданные районы их падения. Более того, в традиционном способе выключения по «функционалу» управления дальностью падения это требование принимается в качестве единственного условия для определения в полете времени выключения ЖРД.

Примером управления выработкой топлива, организуемой с учетом энергетических требований, является так называемая полная выработка топлива. Здесь двигатели нижних ступеней ракеты выключаются только по информации о количестве топлива в баке ступени так, чтобы обеспечить возможно меньший остаток топлива (в пределе — нулевой остаток). Двигатель же последней ступени выключается только по текущей информации о траекторных параметрах с тем, чтобы обеспечить требуемые конечные условия по траектории выведения. Падения отработавших нижних ступеней в заданные районы обеспечивается системой управления движением ракеты посредством корректирования ориентации вектора скорости к моменту выключения ЖРД.

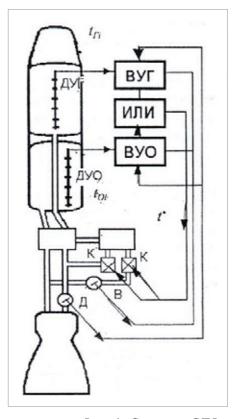
Эффект повышения энергетических характеристик здесь определяется тем обстоятельством, что в большей части резервирование гарантийных запасов производится из условия компенсации на последней ступени суммарного по ступеням воздействия случайных возмущений на траекторные координаты ракеты — тогда как при выключении ЖРД по «функционалу» эти возмущения парируются парциальным образом на каждой ступени.

Принципы построения СУРТ будем пояснять на их типовых структурных схемах (см. рис. 1-5).

Эти схемы включают весьма упрощенные изображения ракетных блоков как пары баков с питаемыми из них ЖРД. Здесь же представлены сугубо условные схемы ЖРД с исполнительными органами СУРТ, к которым относятся:

1. Дроссель (Д), установленный в одной из основных магистралей ЖРД после турбонасосного агрегата (ТНА); посредством изменения гидросопротивления дросселя изменяется соотношение текущих расходов компонентов топлива через ЖРД.

- 2. Винт (В) редуктора, управляющего расходом компонентов топлива, подаваемого в газогенератор (ГГ), который вырабатывает рабочее тело для приведения во вращение турбины ТНА; посредством винта В изменяется суммарный расход топлива (тяга) ЖРД.
- 3. Отсечные клапаны (К), перекрывающие подачу топлива в газогенератор; посредством этих клапанов производится останов двигателя.



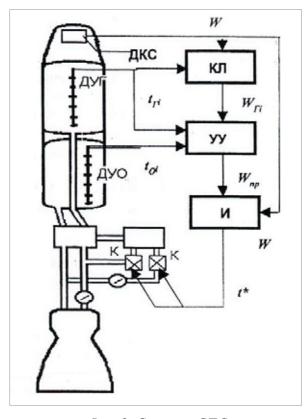


Рис. 1. Система СПВ

Рис. 2. Система СПС

На рис. 1 представлена структурная схема первой из рассматриваемых здесь ординарных СУРТ — система прогнозирования момента времени (СПВ) опорожнения баков ракетного блока.

Исходная информация в системе СПВ поступает от дискретных уровнемеров ДУГ и ДУО, установленных в баках горючего (БГ) и окислителя (БО). Выходные сигналы этих датчиков, формируемые в моменты времени $t_{\Gamma i}$ и $t_{O i}$ прохождения зеркалами жидкостей i-ых чувствительных элементов (ч. э.) уровнемеров подаются на вход вычислительных устройств в канале горючего (ВУГ) и окислителя (ВУО). На эти же устройства могут подаваться сигналы о положении исполнительных органов (дросселя Д и винта В) систем управления режимами расходования топлива.



На основании этой информации, характеризующей процесс расходования топлива на наблюдаемом интервале времени i=1, 2,..., I (где I — номер последнего ч. э.), устройства ВУГ и ВУО прогнозируют процесс расходования топлива на конечном (ненаблюдаемом) интервале и определяют моменты времени t_{Γ}^* и t_{0}^* полного израсходования горючего и окислителя. Значения моментов t_{Γ}^* и t_{0}^* используются в системе управления движением для коррекции траекторных параметров, обеспечивающей падение отработавшего блока в заданном районе, а в наименьший из этих моментов — момент t^* — производится выключение двигателя блока.

Ненаблюдаемость расходования топлива на конечном интервале времени работы ракетного блока определяется тем, что характер движения жидкости вблизи днища бака и некоторые другие факторы затрудняют проведение здесь уровнемерных измерений.

Точность выработки топлива, обеспечиваемая СПВ, сильно зависит от случайных отклонений расхода компонентов топлива на конечном участке относительно расхода на основном (наблюдаемом) участке работы ЖРД. А эти отклонения могут быть весьма большими, например, на ракетах, где отсутствует регуляторы давления в камерах сгорания ЖРД. Тогда для решения задачи полной выработки целесообразно использовать систему прогнозирования скорости (СПС) ракеты в момент израсходования топлива.

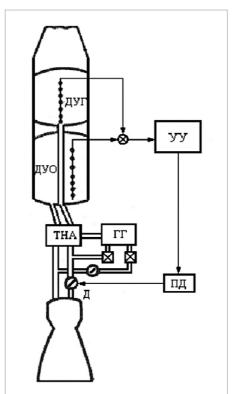
В основе принципа действия СПС лежит то обстоятельство, что приращение кажущейся скорости ракеты на фиксированном интервале времени безатмосферного полета определяется количеством израсходованного за это время топлива и фактически значением удельного импульса тяги.

На вход управляющего устройства (УУ) системы СПС (см. рис. 2) поступает та же информация, что и в предыдущей схеме, дополненная сигналом W_{Γ_i} , поступающим от датчика кажущейся скорости (ДКС) и характеризующим значения кажущейся скорости W ракеты в момент t_{Γ_i} . В УУ в результате анализа этой информации составляется оценка значения удельного импульса тяги. Затем, в соответствии с номинальным количеством топлива, заключенного в баках под последним ч. э., вычисляется то приращение скорости, которое получит ракета при полном сгорании этого количества топлива. В конечном итоге, в УУ прогнозируется то значение $W_{\rm np}$ кажущейся скорости ракеты, которое она будет иметь в момент полного израсходования топлива. В тот момент t^* , когда текущее значение W кажущейся скорости сравняется с прогнозируемым, выдается сигнал на выключение ЖРД.

Управление режимом расходования топлива. Системы управления режимом расходования топлива, распределяются по двум группам: системы внутриблочного и межблочного регулирования расходования топлива.

Внутриблочное регулирование осуществляется посредством изменения при помощи дросселя Д соотношения текущих расходов компонентов топлива и предназначено, главным образом, для снижения гарантийных запасов топлива. Другое назначение этого регулирования связано с обеспечением надежности работы ЖРД и состоит в удержании соотношения текущих расходов компонентов топлива в заданном диапазоне.

Было показано, что в подавляющем большинстве проектных условий эксплуатации для минимизации гарантийных запасов топлива необходима жесткая (независимая от возмущений, действующих на траекторные параметры) синхронизация опорожнения баков окислителя и горючего.



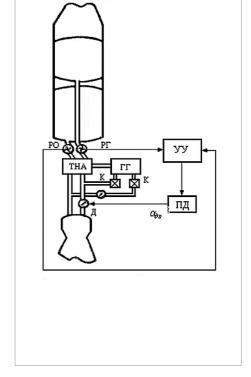


Рис. 3. Система СОБ

Рис. 4. Система РСК

На рис. 3 представлена структурная схема системы внутриблочного регулирования опорожнения баков (СОБ) — наиболее известной из систем СУРТ.



Управляющее устройство (УУ) этой системы по результатам измерений временного рассогласования Δt_i объемов окислителя и горючего формирует управляющую команду, отрабатываемую приводом дросселя $\Pi Д$, из условия обеспечения синхронизации израсходования окислителя и горючего.

Другая ординарная система внутриблочного регулирования расходования топлива — система регулирования соотношения расходов (РСК) компонентов топлива (см. рис. 4). Здесь управляющее устройство (УУ) по информации, поступающей от расходомеров горючего и окислителя (РГ и РЩ) поддерживает при помощи дросселя (Д) заданное значение соотношения расходов компонентов топлива. При этом в конечном итоге достигается снижение рассогласования неиспользуемых остатков компонентов топлива, поскольку системой РСК парируется часть (но только часть!) возмущений, действующих на процесс расходования топлива.

Перейдем теперь к межблочному регулированию расходования топлива применительно к многоблочной ступени ракеты, состоящей из связки параллельно работающих ракетных блоков. Примем, что один из них, центральный, несет (непосредственно или через последующие ступени) полезный груз; другие блоки, боковые, пристыкованы к центральному. Расходование топлива тех блоков, которые отделяются от ракеты одновременно, подлежит обязательно синхронизации (во избежание потерь в энергетике ракеты). В случае если центральный блок (ЦБ) продолжает работать и после отделения боковых блоков (ББ), а двигатели ББ выключаются по «функционалу», необходимо также синхронизировать расходование топлива ЦБ с ББ; если же выключение двигателей ББ происходит по сигналам систем СПВ или СПС, синхронизация расходования топлива ЦБ с ББ не дает никакого энергетического выигрыша.

На рис. 5 представлена структурная схема системы межблочной синхронизации (МБС) расходования топлива двух ББ многоблочной ступени ракеты (обобщение на случай большего числа ББ на ступени очевидно).

В каждом ℓ -ом ($\ell=1,2$) блоке по информации с дискретных уровнемеров горючего (ДУГ) и окислителя (ДУО) определяется в суммирующем устройстве Σ средневзвешенное (с весами, равными массовым расходам компонентов) значение $t_i^{(\ell)}$ моментов времени прохождения уровнями компонентов i-ых ч. э. Величина $t_i^{(\ell)}$ характеризует моменты времени, когда суммарная масса топлива на ℓ -ом блоке становится равной ее программному значению под i-ми ч. э.

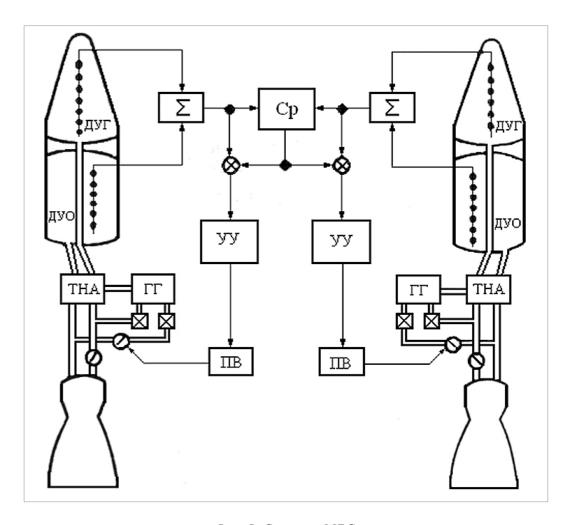


Рис. 5. Система МБС

После осреднения величины $t_i^{(\ell)}$ на блоке Ср формируется сигнал $\Delta t_i^{(\ell)}$ отклонения массы топлива на ℓ -ом блоке от среднеблочного по ББ значения t_i (см. рис. 5). Управляющее устройство (УУ) ℓ -го блока по информации $\Delta t_i^{(\ell)}$ формирует управляющую команду, отрабатываемую приводом (ПВ) винта (В) редуктора из условия достижения межблочной синхронизации опорожнения баков. Суммарная тяга ЖРД на ступени при этом не изменяется.

Учитывая, что системы СОБ на каждом блоке по информации с тех же ДУГ и ДУО обеспечивают синхронизацию опорожнения баков окислителя и горючего, можно ограничиться межблочной синхронизацией расходования только окислителя (компонентов с наибольшей массой) с соответствующей корректировкой структурной схемы МБС. Точностные характеристики МБС при этом не изменяются,



18

только несколько увеличивается потребный для работы МБС диапазон изменения суммарного расхода на блоке.

Завершая описание ординарных типов СУРТ, дадим в сопоставительном плане их итоговую характеристику.

Достоинством систем СОБ и МБС является высокая энергетическая эффективность их применения, позволяющая на 10-15% увеличить грузоподъемность ракеты. Недостаток — сравнительно большая масса аппаратуры (главным образом, уровнемерных датчиков со средствами успокоения колебаний жидкого топлива), сужающая область их применения.

Система РСК уступает СОБ и МБС по энергетической эффективности применения, но обеспечивает более комфортные условия работы ЖРД (за счет высокой точности поддержания соотношения расходов компонентов топлива), имеет меньшую массу аппаратуры и, соответственно, более широкую область применения, в частности, на легких ракетах и разгонных блоках.

Системы СПВ и СПС, используемые для организации полной выработки топлива на нижних ступенях ракеты, предодоставляют на порядок меньшее повышение грузоподъемности, чем СОБ и МБС. Зато они позволяют повысить экологичность штатной эксплуатации ракеты с токсичными компонентами топлива и могут использоваться для распознавания на борту ракеты аварийных ситуаций, приводящих к преждевременному израсходованию топлива.

Теоретические основы и алгоритмы терминального управления расходованием топлива

Математический аппарат проектирования и сопровождения натурной отработки бортовых систем управления расходованием топлива (СУРТ) вошел составной частью в общую теорию бортовых терминальных систем управления [3].

Практически все системы СУРТ (в том числе СУРТ, упомянутые выше в списке ситуаций) по назначению и принципам действия являются системами терминального управления, при построении которых приходится решать варианты следующей задачи.

Рассматривается объект управления, описываемый системой нелинейных дифференциальных уравнений

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}, T), \quad T \in [0, T^*],$$
 (1)

где $\dot{\mathbf{x}}$ — вектор координат объекта; T — непрерывный аргумент изменения координат состояния (в качестве которого может приниматься текущее время полета ракеты-носителя (PH), изменение высоты

жидкого топлива в одном из баков и пр.); \mathbf{u} — вектор управляющих воздействий; \mathbf{w} — вектор возмущений; T^* — терминальное значение аргумента, соответствующее окончанию работы системы.

В моменты времени достижения аргументом T пороговых значений T_i $(i=\overline{1,I})$ производятся измерения

$$\mathbf{y}_i = \mathbf{f}(\mathbf{x}_i, \mathbf{h}_i), \quad i = \overline{1, I}, \tag{2}$$

где \mathbf{y}_i — вектор измеренных координат; \mathbf{x}_i , \mathbf{h}_i — значения векторов координат объекта и ошибок измерения в дискретные моменты времени i.

Управление определяется в классе кусочно-непрерывных вектор-функций вида:

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}(\mathbf{u}_i, T), \quad T \in (T_i, T_{i+1}]. \tag{3}$$

Здесь \mathbf{u}_i — вектор дискретных управлений, значения которых остаются незменными на интервале $(T_i, T_{i+1}]$ и выбираются как функции измеренных координат и ранее реализованных управлений:

$$\mathbf{u}_i = \mathbf{u}_i (\overline{\mathbf{y}}_i, \mathbf{u}_{i-1}), \tag{4}$$

где
$$\overline{\mathbf{y}}_i = (\mathbf{y}_1, \mathbf{y}_2, ..., \mathbf{y}_i), \ \overline{\mathbf{u}}_{i-1} = (\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, ..., \mathbf{u}_{i-1}).$$

Задача построения СУРТ состоит в том, чтобы найти такие функции (3) и (4) из некоторого допустимого множества \mathbf{U} , а также число I и последовательность $\overline{T}_I = (T_1, T_2, ..., T_I)$, при которых достигается наименьшее значение терминального риска

$$R = \mathbf{M} \left[\mathbf{\Psi} \left(\mathbf{x} \left(T^* \right) - \mathbf{x}^* \right) \right], \tag{5}$$

где Ψ — известная функция потерь; \mathbf{x}^* — заданное значение конечного состояния.

Понятие множества **U** допустимых управлений, используемое в формулировке задачи, включает не только естественные ограничения по эффективности регулирующих органов системы и проч., но и искусственно вводимые ограничения: по емкости оперативной и долговременной памяти управляющего устройства, по его быстродействию и т. д.

В зависимости от состава и степени достоверности априорных сведений о верояностных законах распределения случайных возмущений ${\bf w}$ и ошибок измерения ${\bf h}_i$, о структуре множества ${\bf U}$ допустимых управлений и т. д. образовывались варианты общей задачи (1 — 5). Для решения таких вариантов были разработаны соответствующие методы теории бортовых терминальных систем управления, изложенные



по большей части в монографии [3] без явной привязки к конкретным типам СУРТ. Эти методы позволили получать базовые алгоритмы СУРТ для всех возникавших проектных условий эксплуатации системы.

Большинство базовых алгоритмов СУРТ реализует единообразную последовательность действий: производится статистический анализ поведения системы до текущего момента времени T_i (так называемый анализ предыстории управления расходованием топлива) и находятся оценки возмущений \mathbf{w} , действующих на систему; по результатам оценивания возмущений прогнозируется отклонение конечного состояния системы от предписанного значения \mathbf{x}^* , и далее определяются и реализуются управляющие воздействия \mathbf{u}_i , парирующие это отклонение.

Бортовые версии этих алгоритмов, предназначенные для воспроизведения в бортовых ЦВМ, значительно сложнее базовых, так как в них, во-первых, дополнительно закладываются алгоритмические средства защиты от сбоев и отказов, основанные на информационной избыточности, и, во-вторых, предусматриваются реконфигурации алгоритма управления при возникновении отказов — как в самой системе СУРТ, так и в объекте управления.

Заключение

Создание систем управления расходованием топлива (СУРТ) потребовало развитие принципов и теории терминального управления, разработку технологии проектирования алгоритмов управления и аппаратного состава системы.

Надо было научиться измерять количество топлива в деформируемых и качающихся баках летящей ракеты с точностью, не хуже 0,1%, высокое давление раскаленных газов в камерах сгорания ЖРД с точностью, не хуже 0,4%, и т. д. И доныне СУРТ не имеет близких аналогов: регулирование расходования топлива в авиационной и морской технике сводится к поддержанию заданных режимов расхода (экономичного, форсированного и проч.) топлива, тогда как для энергетики жидкостных ракет более важной оказывается задача израсходования бортового запаса топлива.

Системы СУРТ стали неотъемлемой частью всех отечественных крупных (со стартовой массой свыше 50 т) жидкостных ракет и обеспечили повышение их грузоподъемности на 10 15%, в частности, РН «Союз» на 750 кг, РН «Протон» на 2250 кг.

20 № 21, 2018 год

Литература

- 1. Черток Б. Е. Ракеты и люди. М., Машиностроение, 1994.
- 2. Андриенко А. Я., Иванов В. П., Портнов-Соколов Ю. Л. Системы управления расходованием топлива жидкостных ракет. История создания и пути развития // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15. С. 133-137.
- 3. Петров Б. Н., Портнов-Соколов Ю. П., Андриенко А. Я., Иванов В. П. Бортовые терминальные системы управления. М.: «Машиностроение», 1983.

№ 21, 2018 год 21



УДК 517.977.5

УПРАВЛЕНИЕ СВОБОДНО ЛЕТАЮЩИМ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ МАНИПУЛЯЦИОННЫХ ОПЕРАЦИЯХ

Виктор Михайлович ГЛУМОВ, д. т. н.

E-mail: glum@ipu.ru

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН

Предлагается решение задачи управления свободно летающим космическим роботом в режиме манипуляционного функционирования в классе систем с обратной связью. Рассматриваются вопросы построения рабочего пространства космического манипуляционного робота и формирования алгоритмов управления при установке манипулятором груза в заданной точке инерциального пространства с использованием информации о положении цели, получаемой с помощью видеокамеры, установленной на концевом звене манипулятора. Приводятся примеры компьютерного построения рабочего пространства и моделирования динамики космического робота, подтверждающие работоспособность предложенного подхода.

Ключевые слова: свободно летающий космический робот, математическая модель, рабочее пространство, техническая управляемость, алгоритм управления.

FREE-FLYING SPACE ROBOT CONTROL DURING MANIPULATIVE ACTIONS

Victor M. GLUMOV, D.Sc. in Engineering

E-mail: glum@ipu.ru

V. A. Trapeznicov Institute of control sciences of Russian Academy of Sciences

This article offers a solution to the problem of free-flying space robot control at manipulative operation mode for feedback systems. The questions of the manipulator robot workspace creation and control algorithms generation during load installation at the desired reference point by manipulator, using the information on the target position received from the video camera, mounted on the manipulator end segment is considered here. The examples of computer-aided workplace generation and space robot dynamics modeling that confirm the feasibility of the proposed approach are given.

Keywords: free-flying space robot, mathematical model, workspace, feasibility, control algorithm.

Введение

Свободнолетающие космические манипуляционные роботы (КМР) предназначаются для осуществления различных работ в открытом космосе. Как объект управления космические роботы этого типа представляют собой сложную механическую систему, состоящую из нескольких шарнирно связанных друг с другом тел. Одно из них по своему назначению является основным телом (корпусом), снабженным собственной системой управления, обеспечивающей требуемые свойства поступательного и углового движения этого тела в инерциальном пространстве. Остальная система тел образует шарнирно связанный с корпусом манипулятор. Концевое звено манипулятора снабжено схватом, предназначенным для захватывания и удержания полезного груза в процессе работы.

Подобные аппараты получили в зарубежной литературе название Free-flying robot (или короче Free-flyer). Предпочтительность разработки именно этого типа объектов космической робототехники была заявлена в 1974 г. на 6-м Симпозиуме ИФАК по управлению в пространстве в работе [1], в которой указано, что в Космической Программе США большое внимание уделяется разработке космических манипуляторов, имеющих возможность свободно перемещаться в космическом пространстве на достаточно большие расстояния (до 10 км и более) с помощью маломощных двигателей, работающих на гидразиновом топливе. Конструктивно такой объект выполняется в виде платформы с присоединенным к ней манипулятором (или с несколькими манипуляторами). Кроме того, платформа содержит устройства управления и совокупность исполнительных органов, обеспечивающих требуемую ориентацию и желаемую траекторию движения платформы в космическом пространстве.

Динамика таких космических роботизированных систем является весьма сложной из-за высокой размерности и нелинейности уравнений движения, из-за специфики шарнирных связей, использующих самотормозящиеся приводы с нелинейными ограничениями по скорости, а также из-за возмущающего влияния работающего манипулятора на положение корпуса в инерциальном пространстве. Все это вызывает большие трудности при решении основной задачи управления КМР, связанной с обеспечением требуемого движения схвата в инерциальном пространстве. Традиционно (например, [2 – 9]) эта задача решается методами планирования траектории схвата, переводящей его из начальной точки пространства в конечную целевую точку на основе использования обобщенного якобиана, используемого для вычисления шарнирных скоростей КМР. При этом необходимо предусматривать



24

меры преодоления динамических сингулярностей, принципиально отсутствующих в наземной робототехнике. При наличии внешних возмущений указанный подход становится непригодным для управления КМР.

Исследованию проблемы планирования траектории манипулятора КМР посвящено достаточно много работ. Например, в [3 – 5] эта задача решается для случая, когда приложенные к корпусу КМР управляющие воздействия и другие внешние возмущения отсутствуют. Свободнолетающий робот в этом случае обычно называют свободноплавающим (free-floating robot). Проблема учета внешних возмущений и влияния движений звеньев манипулятора на динамику основного тела КМР рассмотрена в [5]. Планирование движения концевого схвата манипулятора изучалось как при отсутствии управления положением корпуса КМР, так и в случае его стабилизации в инерциальном пространстве. При синтезе алгоритма управления манипулятором использовался метод оптимизации по одному из критериев: либо минимального расхода топлива, либо минимального времени выполнения требуемой операции. Динамика исполнительных органов как в системе стабилизации основного тела КМР, так и в шарнирах звеньев манипулятора не учитывалась.

В предлагаемой работе рассматривается альтернативный подход к решению основной задачи управления КМР в классе систем с обратной связью. В рамках данного подхода вводится математическая модель КМР в форме уравнений Лагранжа второго рода, учитывающая наличие самотормозящихся приводов манипулятора. Рассматривается задача построения рабочей зоны КМР с учетом специфики предлагаемого способа управления. Решается задача формирования алгоритма управления манипуляционной установкой груза в заданной точке пространства при наличии информации о направлении на цель и о расстоянии до нее, получаемой с помощью видеокамеры, установленной на концевом звене манипулятора. Приводятся примеры компьютерного построения рабочей зоны и моделирования динамики космического робота, подтверждающие работоспособность предложенного алгоритма.

1. Динамическая модель свободно летающего космического манипуляционного робота

В отличие от большинства известных работ (например, приведенных в обзоре [7]), использующих уравнения КМР, записанные в инерциальной системе координат с началом в центре масс КМР, мы будем получать уравнения в инерциальной системе координат СХУ с началом в произвольно выбранной точке, связанной с обслуживаемым объектом (ОС). Полученные при этом уравнения позволяют исследовать все множество режимов функционирования космического робота,

а не только операцию манипуляционного захватывания цели. При выводе уравнений принимается во внимание, что при решении задач управления космическим роботом в процессе выполнении им различных операций обслуживания ОС и сборочных работ орбитальное движение КМР и ОС можно не учитывать.

1.1. Математическая модель плоского движения КМР

Для определенности свободнолетающий космический робот будем рассматривать в виде механической системы, содержащей несущее тело (корпус), шарнирно присоединенный к нему трехзвенный манипулятор и удерживаемый схватом манипулятора пассивный груз (Г).

Рассматривается плоское движение KMP, кинематическая схема которого в соответствии с приведенным описанием имеет вид, представленный на рис. 1.

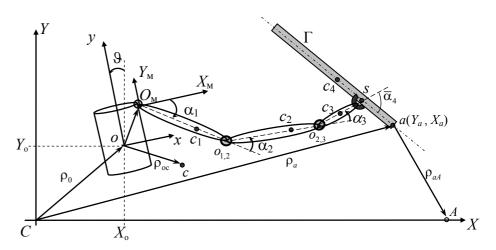


Рис. 1. Конфигурация КМР и основные системы координат

Здесь обозначено: $\rho_{oc} = (y_c, x_c)$ — переменный радиус-вектор, определяющий положение центра масс механической системы (точка c) в связанной с корпусом системе координат (СК) oxy; ϑ — координата углового отклонения осей связанной с корпусом СК oxy от осей инерциальной СК cyx; $o_{\scriptscriptstyle M}$ — корневая точка манипулятора, оси которого ($o_{\scriptscriptstyle M}y_{\scriptscriptstyle M}$, $o_{\scriptscriptstyle M}x_{\scriptscriptstyle M}$) параллельны соответствующим осям связанной СК. За условно начальную конфигурацию манипулятора примем такую, при которой все три звена последовательно расположены вдоль оси $o_{\scriptscriptstyle M}x_{\scriptscriptstyle M}$. $\alpha_{\scriptscriptstyle 1}$, $\alpha_{\scriptscriptstyle 2}$, $\alpha_{\scriptscriptstyle 3}$ — координаты (межзвенные углы), определяющие относительное положение звеньев манипулятора. Положительным направлением вращения i-го звена будем считать его угловое отклонение против часовой стрелки по отношению к продольной оси (i –1)-го звена.



 $\overline{\alpha}_4$ — не изменяющийся во времени угол захвата груза; c_i — центры масс звеньев манипулятора и груза, которые рассматриваются как одномерные тела с массой m_i и с собственным моментом инерции J_i , $i=\overline{1,4}$; $\rho_{aA}=\left(Y_{aA},X_{aA}\right)$ — подлежащий регулированию вектор отклонений $Y_{aA}(t)=Y_a(t)-Y_A$, $X_{aA}(t)=X_a(t)-X_A$ концевой точки груза a от целевой точки $A=\left(Y_A,X_A\right)$, принадлежащей некоторому элементу поверхности OC.

Задачей текущего раздела является вывод уравнений движения КМР в режиме управления конфигурацией манипулятора с учетом специфики используемых типов электромеханических приводов и подвижности несущего корпуса.

Для описания динамики конечномерных механических систем, к числу которых относится КМР с грузом (рис. 1), наиболее часто используются уравнения Лагранжа второго рода

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} = Q_i, \quad i = \overline{1, n} . \tag{1}$$

В рассматриваемой структуре КМР (рис. 1) координаты q_i , $i = \overline{1,6}$, принадлежат вектору обобщенных координат

$$q = (X_a, Y_a, \vartheta, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3)^{\mathrm{T}}, \tag{2}$$

которые однозначно определяют ее текущую конфигурацию в инерциальной СК.

Входящие в (2) координаты разделим на две группы: $q_o = (X_o, Y_o, \vartheta)^{\mathsf{T}} - \mathsf{B}$ вектор координат, определяющих положение корпуса КМР в инерциальной СК; $q_\alpha = (\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3)^{\mathsf{T}} - \mathsf{B}$ вектор координат, определяющий конфигурацию манипулятора в связанной СК. Q_i — обобщенные силы, конкретный вид которых определен ниже.

Кинетическая энергия абсолютного движения КМР выражается в виде однородной квадратичной формы обобщенных скоростей

$$2T = \sum_{i,j=1}^{n} a_{ij}(q) \dot{q}_{i} \dot{q}_{j} . \tag{3}$$

Конкретное содержание коэффициентов $a_{ij}(q)$, зависящее от текущей конфигурации манипулятора и от координаты ϑ (рис. 1), приведено в [10].

Подставляя выражение (3) для кинетической энергии в (1), можно определить движение КМР с помощью следующей системы уравнений:

$$\sum_{j=1}^{6} a_{ij} \ddot{q}_{j} + \sum_{j=1}^{6} \frac{\partial a_{ij}}{\partial t} \dot{q}_{j} - \frac{\partial T}{\partial q_{i}} = Q_{i}, \quad i = \overline{1,6}.$$

$$(4)$$

После вычисления частных производных $\partial a_{ij}/\partial t = \dot{a}_{ij}$, $\partial T/\partial q_i$ и приведения подобных при произведениях типа $\dot{q}_i\dot{q}_j$, уравнения (4) можно представить в виде системы из шести нелинейных дифференциальных уравнений, разрешенных относительно вторых производных от обобщенных координат (2):

$$\sum_{j=1}^{6} a_{ij} \, \ddot{q}_{j} = Q_{i} + f_{i}(q, \dot{q}), \quad i = \overline{1, 6} \,, \tag{5}$$

где отнесенные в правые части уравнений нелинейные члены $f_i(q,\dot{q})$ представляют собой возмущения от Кориолисовых и центробежных сил; кроме того, поскольку КМР функционирует условиях невесомости, в (5) отсутствуют слагаемые, зависящие от ускорения силы тяжести. Конкретный вид функций

$$f_i(q,\dot{q}) = \frac{\partial T}{\partial q_i} - \sum_{i=1}^6 \frac{\partial a_{ij}}{\partial t} \dot{q}_j = \sum_{i,k=1}^6 b^i_{jk}(q) \dot{q}_j \dot{q}_k \tag{6}$$

для рассматриваемой структуры КМР приведен в [10].

Обобщенные силы Q_1 , Q_2 , Q_3 , стоящие в правых частях первых трех уравнений (5), определяются через главный вектор сил и моментов F_{ν} , F_{ν} , M_{g} , приложенных к корпусу KMP, и записываются в виде:

$$Q_{1} = F_{x} \cos \vartheta - F_{y} \sin \vartheta,$$

$$Q_{2} = F_{y} \cos \vartheta + F_{x} \sin \vartheta,$$

$$Q_{3} = M_{\vartheta},$$
(7)

27

где F_x , F_y — управляющие силы, действующие вдоль соответствующих осей связанной с корпусом СК oxy; M_9 — управляющий момент, формируемый исполнительным органом системы ориентации и приложенный к корпусу робота.

Последние три уравнения системы (5) относятся к вектору обобщенных координат q_{α} , определяющих относительные положения звеньев манипулятора $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$. Обобщенные силы $Q_4 \equiv M_{\alpha 1}, Q_5 \equiv M_{\alpha 2}, Q_6 \equiv M_{\alpha 3}$, стоящие в правых частях этих уравнений, представляют собой моменты на выходе приводов соответствующих звеньев, определенные пока без учета собственной динамики привода.



1.2. Уравнения движения КМР с учетом динамики приводов манипулятора

В дальнейшем для корректного решения задач синтеза алгоритмов управления в различных режимах функционирования КМР и анализа динамики системы, необходимо учитывать собственную динамику исполнительных приводов манипулятора.

Наиболее часто в качестве двигателей приводов манипулятора применяются электродвигатели постоянного тока с независимым возбуждением. В этом случае уравнение r-го привода ($r = i - 3 = 1, 2, 3 \forall i = 4, 5, 6$), в котором электрическая постоянная времени существенно меньше электромеханической постоянной (что характерно для современных электродвигателей), можно записать в следующем виде [11]:

$$J_{\Pi r} i_{pr} \ddot{\alpha}_{r} = M_{\Pi r} - M_{Tr} (\dot{\alpha}_{r}) - i_{pr}^{-1} M_{Hr}, \quad r = \overline{1,3};$$

$$M_{\Pi r} = \frac{k_{mr}}{R_{\Pi r}} \left(u_{r} - k_{\omega r} i_{pr} \dot{\alpha}_{r} \right).$$
(8)

В уравнениях (8) учтена кинематическая связь $\phi_{\pi r} = i_{pr}\alpha_r$, $\omega_{\pi r} = i_{pr}\dot{\alpha}_r$ между выходными координатами электродвигателя $(\phi_{\pi r}, \omega_{\pi r} = \dot{\phi}_{\pi r})$ и редуктора $(\alpha_r, \dot{\alpha}_r)$, с выходным валом которого жестко связано r-е звено манипулятора. Кроме того, обозначено: $J_{\pi r} = (J_{\pi r} + J_{pr}i_{pr}^{-2})$ — приведенный к валу двигателя момент инерции r-го привода (якоря двигателя и редуктора); $M_{\pi r} = k_{mr}I_{\pi r}$ — электромагнитный (вращательный) момент на валу двигателя ($I_{\pi r}, k_{mr}$ — ток в цепи якоря и коэффициент вращательного момента); $M_{Tr} = k_T \operatorname{sign} \dot{\alpha}_r \ \forall \dot{\alpha}_r \neq 0$ — нелинейный (типа «сухое трение») момент от сил трения в двигателе и редукторе, приведенный к валу двигателя; i_{pr} — коэффициент передачи редуктора; $i_{pr}^{-1}M_{Hr}$ — момент (динамическая нагрузка), действующий со стороны манипулятора на исполнительный двигатель; $R_{\pi r}$ — активное сопротивление якорной цепи; u_r — напряжение на входе электродвигателя, которое можно считать управляющей функцией привода r-го звена манипулятора; $k_{\omega r}$ — коэффициент противо-ЭДС двигателя.

Момент нагрузки $M_{\rm H}r$ в (8) представляет собой динамический момент, обусловленный инерционностью нагрузки в r-м сочленении (т. е. моментом инерции последующей цепи звеньев и груза относительно оси r-го сочленения) и определяемый левой частью r-го уравнения системы (5).

С учетом отмеченной в [11] справедливости соотношения $M_{_{\rm H}r}=M_{_{\alpha\,r}}$, уравнения (8) приводятся к виду

$$M_{\alpha r} = \frac{i_{pr} k_{mr}}{R_{qr}} u_r - \frac{i_{pr}^2 k_{mr} k_{\omega r}}{R_{qr}} \dot{\alpha}_r - i_{pr} M_{Tr} - J_{\pi r} i_{pr}^2 \ddot{\alpha}_r, \tag{9}$$

где $k_{ur}=k_{mr}R_{\rm gr}^{-1},\ r=1,2,3$ — коэффициент усиления сигнала u_r , управляющего приводом r-го звена манипулятора; $k_{\dot{\alpha}r}=i_{\rm pr}^2k_{mr}k_{\omega r}R_{\rm gr}^{-1}$ — коэффициент динамического торможения двигателя в режимах, определяемых состоянием: $u_r=0,\ M_{\pi r}\omega_{\pi r}<0$.

С учетом (9) уравнения (5) запишем в векторно-матричной форме следующего вида:

$$\begin{cases}
A_{11}(q) & A_{12}(q) \\
A_{21}(q) & A_{22}(q)
\end{cases} \begin{vmatrix} \ddot{q}^{0} \\ \ddot{q}^{\alpha} \end{vmatrix} + \begin{cases}
0 & 0 \\
0 & k_{\dot{\alpha}}
\end{cases} \begin{vmatrix} \dot{q}^{0} \\ \dot{q}^{\alpha} \end{vmatrix} = \begin{cases}
M^{0}(q^{0}, \dot{q}^{0}) \\
i_{p}(k_{u}u - M_{T})
\end{cases} + \begin{cases}
f^{0}(q, \dot{q}) \\
f^{\alpha}(q, \dot{q})
\end{cases}, (10)$$

где $k_u = \mathrm{diag} \big\{ k_{ur} \big\}$, $k_{\dot{\alpha}} = \mathrm{diag} \big\{ k_{\dot{\alpha}r} \big\}$, $A_{11}(q) = (3 \times 3)$ -симметричная матрица собственных коэффициентов, определяющих движение корпуса КМР; $A_{22}(q) = (3 \times 3)$ - симметричная матрица собственных коэффициентов, определяющих движение манипулятора с учетом моментов инерции приводов; $A_{12}(q) = A_{21}(q) = (3 \times 3)$ -матрицы коэффициентов взаимовлияния двух механических подсистем КМР с грузом; $0 = (3 \times 3)$ -нулевая матрица.

В качестве электроприводов манипулятора в робототехнике нередко применяются самотормозящиеся передачи, которые с точки зрения экономии электроэнергии представляется целесообразным использовать и в задачах управления КМР. Специфика самотормозящихся передач заключается в том, что при достижении требуемого положения звена, т. е. при отсутствии управляющего сигнала $(|u_r| \le \varepsilon_u)$, шарнир соответствующего звена «омертвляется» вследствие наложения импульсной связи вида $\dot{\alpha}_r = 0$, которой соответствует действие большой силы в течение малого промежутка времени. Подобную силу можно организовать с помощью устройства силового механического торможения, которое создает момент сухого трения $M_{\rm T}^+$, прикладываемый к выходному валу привода. Чтобы привод оставался в заторможенном состоянии $(\omega_{\rm A}=0,\dot{\alpha}=0)$ сколь угодно долго, действующее значение тормозного момента $M_{\rm T}^+$ = const должно удовлетворять известному требованию [11]: $M_{\rm T}^+ \ge |i_{\rm p} M_{\rm T}(t)|$.



Тормозное воздействие прикладывается к валу двигателя одновременно с отключением управляющего напряжения u(t) в момент приведения соответствующего звена в заданное положение α^* с требуемой точностью $\varepsilon_{\alpha} = \left|\alpha(t) - \alpha^*\right| \leq \varepsilon_{\alpha}^*$. Алгоритм управления манипулятором в случае применения механического торможения должен быть доопределен нелинейной функцией вида

$$\varphi(\varepsilon_{\alpha}) = \begin{cases}
1 \text{ при } |\varepsilon_{\alpha}(t)| > \varepsilon_{\alpha}^{*} \implies \{k' = 1, M_{T}^{+}(\varepsilon_{\alpha}) = 0\}, \\
0 \text{ при } |\varepsilon_{\alpha}(t)| \le \varepsilon_{\alpha}^{*} \implies \{k' = 0, M_{T}^{+}(\varepsilon_{\alpha}) = M_{T}^{+}\},
\end{cases} (11)$$

где k' — коэффициент обнуления управляющего напряжения в цепи якоря двигателя; $|\varepsilon_{\alpha}(t)| \leq |\alpha(t) - \alpha^*|$; $M_{\rm T}^+(\varepsilon_{\alpha})$ — релейный тормозной момент. Содержимое фигурных скобок $\{ ullet \}$ в (11) определяет требуемое состояние подсистемы управления торможением, зависящее от текущей конфигурации манипулятора $\alpha(t)$, отображаемого тем или иным значением функции $\phi(\varepsilon_{\alpha})$. Тогда система (10) принимает вид:

$$\begin{cases}
\begin{bmatrix} A_{11}(q) & A_{12}(q) \\ A_{21}(q) & A_{22}(q) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}^{0} \\ \ddot{q}^{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & k_{\dot{\alpha}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}^{0} \\ \dot{q}^{\alpha} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f^{0}(q, \dot{q}) \\ f^{\alpha}(q, \dot{q}) \end{bmatrix} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E & 0 \\ 0 & \phi(\varepsilon_{\alpha}) \end{bmatrix} = \\
= \begin{bmatrix} M^{0}(q^{0}, \dot{q}^{0}) \\ i_{p}(k_{u}u - M_{T} - M_{T}^{+}(\varepsilon_{\alpha})) \end{bmatrix},$$
(12)

где $E = (3 \times 3)$ -единичная матрица.

Наличие самотормозящихся приводов указывает на то, что математическая модель КМР вида (12) соответствует механической системе с дискретно изменяющейся в произвольные моменты времени структурой. С точки зрения теоретической механики эти изменения структуры имеют вид уменьшения или увеличения одну или несколько единиц числа степеней свободы, что математически выражается в соответствующем изменении порядка системы дифференциальных уравнений объекта управления.

Математическая модель (12) КМР с самотормозящимися приводами в силу (11) является принципиально нелинейной, что осложняет применение известных подходов к решению задач управления космическим роботом [7]. Тем не менее подобная модель более точно отображает динамику рассматриваемого класса систем, хотя для часто встречающегося случая $\varphi_r = 1 \forall r = \overline{1,n}$, (n - число звеньев манипулятора) уравнения (12) превращаются в исходные (10).

2. Техническая управляемость — необходимое условие работоспособности КМР

Подвижность основания КМР порождает проблему технической управляемости, заключающуюся в том, что движение несущего тела КМР и звеньев манипулятора должно быть управляемым, т. е. при подаче управления на изменение их положения в инерциальном пространстве эти изменения осуществлялись бы в требуемом направлении и со скоростью, не превышающей заданную величину. Аналитическая трактовка проблемы технической управляемости для общего случая механической системы вида КМР представлена в [12].

По виду полной нелинейной модели (12) аналитически трудно сделать какие-либо выводы о КМР как объекте управления. В связи с этим от модели (12) перейдем к упрощенной модели, предполагая обобщенные скорости \dot{q} достаточно малыми, что позволяет пренебречь членами, зависящими от произведений скоростей несущего и носимых тел КМР. При этом (12) примет вид

$$A(q)\ddot{q} = S(q)M, \tag{13}$$

где S(q) — матрица в уравнении связи обобщенных сил с силами управления Q = S(q)M [12, 13].

Будем предполагать, что для каждой координаты q_i , $i=\overline{1,n}, n=6$ существует компонента вектора M_i , т. е. $M=\left(M_1,M_2,...,M_n\right)^{\mathrm{T}}$ и $\left|M_i\right| \leq M_i^{\mathrm{max}} > 0$.

Будем также предполагать, что желаемой реакцией на положительное управление, например $M_i^{\max}>0$, при $M_j=0$, $i,j=\overline{1,n}$, $j\neq i$, в момент времени $t=t^*$ при $q_i(t)=0$, $\dot{q}_i(t)=0$, $\ddot{q}_i(t)=0$ ($t< t^*$) являеся положительное изменение координаты q_i , т. е. $q_i(t)\geq 0$ при $t>t^*$.

Несмотря на заметно упростившийся вид уравнения исходного уравнения (12), упрощенная модель (13) из-за переменности матрицы A(q) сохраняет существенно нелинейный характер. Дальнейшим упрощением является линеаризация модели (13) относительно некоторого положения $q=q^*$,

$$q^* = (q_1^*, q_2^*, ..., q_n^*)^T, \quad q_i^* = \text{const}, \quad i = \overline{1,6}.$$
 (14)

Линеаризованная в точке $q=q^*$ модель (13) записывается следующим образом:

$$A(q^*)\Delta \ddot{q} = S(q^*)M, \qquad (15)$$



где $\Delta q = q - q^*$; элементы постоянных матриц $A(q^*)$, $S(q^*)$ зависят от точки линеаризации q^* . Несмотря на ограниченную область адекватности, модель (15) позволяет провести анализ свойств КМР как динамического звена системы управления и выявить особенности его функционирования.

Поскольку (15) описывает динамику КМР в малой окрестности точки q^* , то целесообразно рассматривать локальную техническую управляемость КМР.

Известно, что в математической модели движения рассматриваемого типа КМР матрицы A(q) и $A\left(q^*\right)$ являются положительно определенными, т. е. для скалярного произведения $\left(A(q^*)x,x\right),\ x\in R^n$ и $x\neq 0$, справедливо неравенство $\left(A\left(q^*\right)x,x\right)>0$.

КМР с моделью вида (13) обладает локальной технической управляемостью по координате Δq_i ($i=\overline{1,6}$) в точке $q=q^*$, если при нулевых начальных условиях

$$\Delta q_i(t) = 0$$
, $\Delta \dot{q}_i(t) = 0$, $\Delta \ddot{q}_i(t) = 0$, $(t < t^*)$

и при подаче в момент времени $t=t^*$ максимального по модулю управления

$$\left| M_i(t) \right| = M_i^{\max} \left(t \ge t^* \right)$$

возникает ускорение $|\Delta\ddot{q}_i(t)| \geq \rho_i \neq 0$, где $\rho_i \geq \rho_i^0$, $\rho_i^0 = \mathrm{const} > 0$, одного знака с $M_i(t)$, причем это происходит независимо от присутствия или отсутствия других управляющих воздействий $M_j(t)$ $\left(j = \overline{1,6}; j \neq i\right)$. Здесь ρ_i^0 — степень технической управляемости по координате Δq_i .

КМР с моделью вида (15) имеет локальную техническую управляемость в точке $q=q^*$ с вектором степени технической управляемости $\rho^0 = \left(\rho_1^0, \rho_2^0, ..., \rho_6^0\right)^{\mathrm{T}}$, если в этом положении у КМР существует локальная техническая управляемость по всем координатам Δq_i $\left(i=\overline{1,6}\right)$.

В [12] доказана теорема, в которой определены необходимые и достаточные условия локальной технической управляемости КМР с математической моделью вида (15) в положении $q=q^*$. В соответствии с данной теоремой наличие локальной технической управляемости КМР в окрестности точки (14) определяется чисто конструктивными параметрами объекта, а не вектором ограничений на управление M^{\max} . Иными словами, если в положении $q=q^*$ КМР не обладает локальной технической управляемостью, то изменением компонентов вектора M^{\max} добиться ее невозможно. Локальная техническая управляемость может быть реализована только за счет изменения конструктивных параметров объекта.

№ 21, 2018 год

Если в положении $q=q^*$ КМР имеет локальную техническую управляемость, то выбором соответствующего вектора $M^{\max}=M_0^{\max}\left(q^*,\rho^0\right)$ КМР можно в этой точке обеспечить заданную степень технической управляемости ρ^0 .

В работе [12] показано, что условия полной управляемости по Калману являются необходимыми условиями локальной технической управляемости КМР. Рассмотрены также вопросы определения минимально необходимого управления, которое обеспечивает в точке q^* степень технической управляемости не менее ρ^0 . Решена задача отыскания области локальной технической управляемости КМР при заданном векторе ограничений на управление.

Отметим, что решение задачи реализации технической управляемости КМР на множестве режимов функционирования можно рассматривать как решение задачи выбора значений основных параметров системы, обеспечивающих работоспособность КМР в целом.

3. Рабочее пространство КМР

Под рабочим пространством КМР в инерциальном пространстве принято рассматривать ограниченную W-область этого пространства, каждая точка которой является достижимой для концевой точки «a» манипулятора свободно дрейфующего (неуправляемого по корпусу) КМР [3].

Пусть в инерциальной СК (рис. 1) при $t(0) = t_0 = 0$ заданы начальное положение корпуса КМР $q_{o0} = \begin{pmatrix} X_{o0}, Y_{o0}, \mathcal{G}_0 \end{pmatrix}^{\mathsf{T}}$ и начальная конфигурация манипулятора $q_{\alpha 0} = \begin{pmatrix} \alpha_{10}, \alpha_{20}, \alpha_{30} \end{pmatrix}^{\mathsf{T}}$. При этом $\dot{q}_{o0} = 0$ и $\dot{q}_{\alpha 0} = 0$. Внешние возмущения и управление корпусом отсутствуют. Для простоты в данном разделе груз будем считать компактным, а его массу отнесем к массе концевого звена.

Для количественного определения размера и границ W-области предварительно рассмотрим два последовательных состояния КМР (рис. 2): $q(t_0) \doteq q_0 = (q_{o0}, q_{a0})^{\rm T}$ и $q(t_k) \doteq q_k = (q_{ok}, q_{ak})^{\rm T}$, первое из которых является начальным (рис. 2a) и соответствует моменту «зависания» робота на предполагаемой границе рабочей зоны. Второе (конечное, рис. 26) состояние $q(t_k)$ получается из начального $q(t_0)$ в результате манипуляционного перевода схвата с грузом в предельно удаленное от корневой точки манипулятора o_1 положение $q_{ak} = (\alpha_{1k}, \alpha_{2k} = 0, \alpha_{3k} = 0)$, соответствующее вытянутому положению манипулятора вдоль оси первого звена (рис. 26). Предполагается, что подобная процедура реализует максимально возможное перемещение характерной точки «a» в инерциальном пространстве из начального положения, определяемого вектором $\rho_{a0} = (X_{a0}, Y_{a0})$, в конечное положение $\rho_{ak} = (X_{ak}, Y_{ok})$.

№ 21, 2018 год 33



34

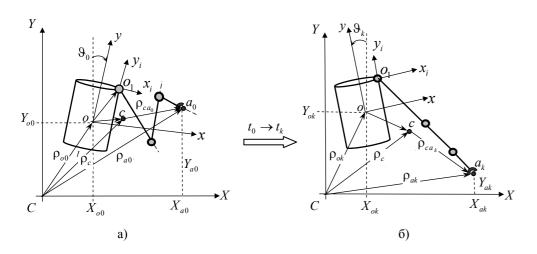


Рис. 2. Переход из начальной конфигурации КМР в предельную (конечную)

Очевидно, что конечное положение точки «*a*» можно считать принадлежащим границе рабочего пространства *W*, а норму вектора разности $\rho_{a\Delta} = (\rho_{ak} - \rho_{a0})$, записанную в виде:

$$d = \left| \rho_{ak} - \rho_{a0} \right| = \sqrt{(X_{ak} - X_{a0})^2 + (Y_{ak} - Y_{a0})^2}, \tag{16}$$

можно принять в качестве локального размера W-области. При известном $q_0 = \left(q_{o0}, q_{\alpha 0}\right)^{\mathrm{T}}$ начальное положение X_{a0}, Y_{a0} характерной точки «a» в инерциальной СК легко вычисляется известным образом.

По завершении перевода манипулятора в предельно раскрытое состояние $q_{\alpha k} = (\alpha_{1k}, 0, 0)^{\mathrm{T}}$, соответствующее выходу точки «а» на w-границу W-области, КМР в инерциальном пространстве CXY займет новое положение (рис. 26), характеризующееся состоянием $q_k = (q_{ok}, q_{\alpha k})^{\mathrm{T}}$, $\dot{q}_k = 0$. Вектор $\rho_c(t_k) = \rho_{ck}$, определяемый координатами X_{c0} , Y_{c0} , является известным, поскольку q_0 считается заданным.

Новое положение центра масс КМР с грузом в связанной СК cxy определяется вектором $\rho_{ck}^b = \left(x_{ck}, y_{ck}\right)$, координаты которого легко вычисляются, если известны конечные значения шарнирных углов $q_{\alpha k}$, и в инерциальной СК — вектором $\rho_{ck}^l = \left(X_{ck}, Y_{ck}\right)$. Из рис. 26 видно, что неизвестный вектор $\rho_{ok} = \left(X_{ok}, Y_{ok}\right)$ опреде-

Из рис. 26 видно, что неизвестный вектор $\rho_{ok} = (X_{ok}, Y_{ok})$ определяется через известные векторы ρ_{ck}^b , ρ_{ck}^I в виде $\rho_{ok}(X_{ok}, Y_{ok}) = \rho_{ck}^I - \rho_{ck}^b$, позволяющем вычислить конечное положение полюса $o(X_{ok}, Y_{ok})$ после перевода манипулятора в предельно раскрытое состояние, в котором $q_{ak} = (\alpha_{1k}, 0, 0)$, $\dot{q}_{ak} = 0$.

Обычным образом вычисляются и новые значения координат x_{ak} , y_{ak} характерной точки «a» в СК cxy. Однако, переход к координатам этой точки в инерциальной СК, осуществляемый по формулам

$$X_{ak} = X_{ok} + x_{ak} \cos \theta_k - y_{ak} \sin \theta_k,$$

$$Y_{ak} = Y_{ok} + x_{ok} \sin \theta_k + y_{ok} \cos \theta_k,$$
(17)

оказывается невозможным однозначно, поскольку известно [6], что конечное значение координаты $\vartheta_k = \vartheta(t_k)$ существенно зависит от предыстории движения манипулятора, т. е. от способа перемещения звеньев при переходе из начального состояния $q_{\alpha 0}$ в конечное $q_{\alpha k}$.

В этом случае для решения задачи (16) следует задать тот или иной способ перехода манипулятора к желаемому состоянию $q_{\alpha k} = \left(\alpha_{1kn}, 0, 0\right)^{\mathrm{T}}$, где индекс n фиксирует некоторое (варьируемое) положение первого звена, относительно которого далее формируется вытянутое положение руки манипулятора.

Установившийся после раскрытия манипулятора угол ориентации ϑ_{kn} находится в результате численного решения системы (12) при векторе моментов M_{α} , реализующем выбранный способ перехода $q_{\alpha 0} \to q_{\alpha k}$. Подстановка найденного решения ϑ_{kn} в (17) позволяет определить X_{ak}, Y_{ak} , необходимые для вычисления введенного с помощью (16) локального размера $d_n = \left| \rho_{a\Delta n} \right|$ рабочей области W. При этом радиус-вектор ρ_{akn} (или ρ_{cak} в инерциальной СК с началом в точке c) определяет положение точки a_k , принадлежащей w-границе рабочей области.

Введем понятие секторного подпространства рабочей области КМР для некоторого $\vartheta_{0i}=\mathrm{const}$, значение которого частично определим с помощью w-границы, образованной конечным множеством точек a_{kn} , n=1,2,...,N, построенных указанным выше способом для N процессов траекторного перемещения характерной точки «a» в инерциальном пространстве при программном переводе манипулятора из одного и того же начального состояния КМР $q_0=\left(q_{o0},q_{a0}\right)^{\mathrm{T}}$ (с соответствующим положением точки $a_0=\left(Y_{a0},X_{a0}\right)$ в инерциальной СК) в ряд конечных состояний $q_{\alpha k}=\left(\alpha_{1kn},0,0\right)^{\mathrm{T}}$. При этом $\alpha_{1kn}\in(-\pi/2,\pi/2)$. Для определенности примем $\alpha_{1kn}=-\pi/2+n\Delta\alpha_1$, где $\Delta\alpha_1=\pi/N$.

Пример компьютерного построения секторной рабочей области для $\vartheta_0^i = 0$ в случае последовательного перемещения звеньев вида $\left(\alpha_{10} \to \alpha_{1kn}, \alpha_2^0 \to 0, \alpha_3^0 \to 0\right)$ при N = 16 приведен на рис. 3.



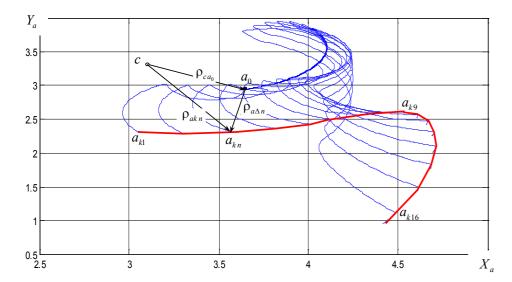


Рис. 3. Секторная рабочая область КМР при $\vartheta_{0i} = 0$

Из рис. З видно, что для КМР при заданной выше начальной конфигурации q_{a0} секторная рабочая область представляет собой заполненное траекториями движения характерной точки а, ограниченное неоднозначной функцией w_i конечных положений точки a_i подпространство W_{0i} в инерциальном пространстве. Как показало моделирование, указанная выше неоднозначность функции w_i появляется при достаточно больших назначаемых конечных значениях α_{1kn} (в рассматриваемом примере $n = 9 \rightarrow \alpha_{1kn} \approx 101^{\circ}$) и объясняется возникновением в этом случае повышенного влияния движения манипулятора на корпус КМР. Для устранения этой неоднозначности в задаче определения секторной рабочей области будем использовать тот интервал однозначного существования функции \overline{w}_i , который характеризуется относительно меньшими значениями d_n размеров векторов $a_0 a_{kn}$, вычисляемых с помощью (16). В качестве «боковых» границ секторной рабочей области W_{0i} примем траектории $\hat{a_0}\hat{a_{k1}}$ и $\hat{a_0}\hat{a_{k\bar{n}}}$, последняя из которых имеет конечную точку $a_{k\bar{n}}$, $\bar{n} \in (1,N]$, выделяющую выбранный интервал однозначности функции \overline{w}_i .

Варьирование ϑ_{0i} в задаче построения секторной рабочей области W_{0i} приводит к формированию последовательности новых секторов $W_{0i+1}, W_{0i+2}, \ldots$ Эти сектора разворачиваются в инерциальном пространстве вокруг центра инерции КМР c и друг относительно друга так, что при совмещении «левой» границы сектора W_{0i+2} с «правой» границей сектора W_{0i+1} (за счет соответствующего выбора величины шага $\Delta \vartheta_0$) в итоге происходит образование полномерной рабочей области КМР (W-область), имеющей кольцевую структуру. Внутренняя граница

W-области образована движением точки a_0 вокруг центра инерции КМР c при изменении ϑ_{0i} . Внешняя граница представляет собой замкнутую последовательность связанных друг с другом функций \overline{w}_i конечных положений точек α_{1kn} . Кольцевое пространство рабочей области заполнено множеством сколь угодно близко расположенных друг относительно друга траекторий характерной точки «a», что определяет возможность манипуляционной достижимости всех точек сформированной указанным способом рабочей области КМР.

Гарантированным рабочим пространством назовем суженное кольцевое подпространство $W_G \subset W$, в котором внешняя граница w_2 заменена окружностью с центром в точке c и с радиусом $r_G = \left| \rho_{a0} + \rho_{a\Delta \min} \right|$, соответствующим минимальному значению $d_{n\min}$ из множества чисел d_n (16).

Пример компьютерного построения *W*-области для случая 4-х секторов, соответствующих значениям $\vartheta_0^i=0,\,\pi/2,\pi,\,3\pi/2\,,\,$ приведен на рис. 4.

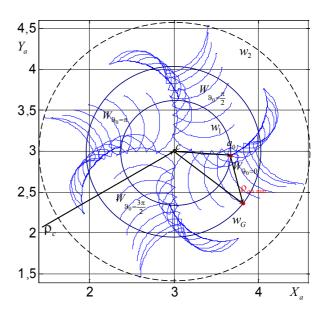


Рис. 4. Пример компьютерного построения рабочей W-области

При наличии алгоритма определения секторной рабочей области могут быть решены следующие две задачи, связанные с определением начального положения КМР при переходе к режиму манипуляционного функционирования:

1) определение величины расстояния $d^* \doteq \overline{o_v A}$, при котором цель A становится манипуляционно достижимой для KMP;



38

2) определение требуемого угла ориентации КМР $\vartheta_{0i} = \vartheta_0^*$, при котором заранее построенное секторное рабочее пространство W_0 «накроет» целевую точку A.

4. Алгоритмы управления КМР в режиме манипуляционного функционирования

В динамическом отношении режим манипуляционного функционирования КМР является наиболее сложным из всех рассмотренных выше режимов работы космического робота. Это объясняется многими причинами, главными из которых являются существенная нелинейность и многосвязность уравнений движения КМР в данном режиме, а также высокая степень сложности управления из-за наличия сильной динамической связи между движениями корпуса и манипулятора, возникающей в процессе решения той или иной целевой задачи.

В данном разделе рассматриваются некоторые вопросы синтеза алгоритмов управления и исследования особенностей динамики в двух основных режимах манипуляционного функционирования КМР. Первым и более простым из них является манипуляционное перемещение груза в системе координат, связанной с корпусом КМР. Этот режим условно обозначен как режим управляемой реконфигурации. Вторым и гораздо более сложным режимом является манипуляционное функционирование при решении различного рода задач, выполняемых в инерциальном пространстве.

4.1. Управление в режиме реконфигурации. Синтез алгоритма

Для синтеза алгоритмов управления манипулятором уравнения КМР (10) декомпозируются в соответствии с «физическим» принципом, учитывающим существенное различие в физических свойствах механических подсистем, образующих КМР как связку из несущего тела и несомого им многозвенного (в рассматриваемом случае — трехзвенного) манипулятора. Суть декомпозиции, подробно изложенная в [13], заключается в представлении уравнения (10) в виде двух векторно-матричных уравнений:

$$A_{11}(q)\ddot{q}_{0} = M_{0} - \left[A_{12}(q)\ddot{q}_{\alpha} + f_{0}(q,\dot{q}) \right],$$

$$A_{22}(q)\ddot{q}_{\alpha} + k_{\dot{\alpha}}\dot{q}_{\alpha} = i_{p} \left(k_{u}u - M_{T} \right) - \left[A_{21}(q)\ddot{q}_{0} + f_{\alpha}(q,\dot{q}) \right],$$
(18)

где в правые части отнесены моменты инерционных ускорений от «несобственных» координат, а также моменты кориолисовых и центробежных сил, которые нередко можно рассматривать как возмущающие воздействия по отношению к «собственному» движению, оставленному в левой части первого или второго уравнений в системе (18).

Второе уравнение в (18) описывает динамику подсистемы управления манипулятором с учетом влияния инерционных (динамических) моментов $(A_{21}(q)\ddot{q}_0)$, действующих со стороны подсистемы управления несущим телом (корпусом КМР), и которые дополнительно изменяют (увеличивают или уменьшают) динамическую нагрузку на приводы соответствующих звеньев манипулятора.

Следуя предложенной в [11] методике синтеза алгоритма управления звеньями манипулятора на неподвижном основании при решении задачи перехода $q_{\alpha 0} \to q_{\alpha}^*$, второе уравнение в (18) с учетом определенной положительности матрицы $A_{22}(q)$ приведем к виду:

$$\ddot{q}_{\alpha} = A_{22}^{-1}(q) \left[i_{p} \left(k_{u} u - M_{T} \right) - k_{\dot{\alpha}} \dot{q}_{\alpha} \right] + F_{\alpha} \left(q, \dot{q}, \ddot{q}_{0} \right). \tag{19}$$

Здесь $F_{\alpha}\left(q,\dot{q},\ddot{q}_{0}\right)=A_{22}^{-1}\Big[-A_{21}(q)\ddot{q}_{0}-f_{\alpha}\left(q,\dot{q}\right)\Big]$ можно рассматривать как внешнее по отношению к динамике манипулятора координатное возмущение. В этом случае для организации требуемых перемещений звеньев манипулятора $\left(q_{\alpha 0} \to q_{\alpha}^{*}\right)$ за основу примем алгоритм «управления по ускорениям» [11], обладающий свойством слабой чувствительности, как к координатным возмущениям F_{α} , так и к изменению конфигурации манипулятора:

$$u(t) = a_u \left[\int_0^t \varepsilon_M \left(q_\alpha, \dot{q}_\alpha \right) dt - \dot{q}_\alpha(t) \right], \tag{20}$$

где $\varepsilon_{\rm M} \left(q_{\alpha},\dot{q}_{\alpha}\right) = h_{\alpha} \left(q_{\alpha}^* - q_{\alpha}\right) - h_{\dot{\alpha}}\dot{q}_{\alpha}$ — вектор модельных ускорений, обеспечивающий желаемую динамику изменения конфигурации манипулятора $q_{\alpha 0} \to q_{\alpha}^*$; $a_u = \left[a_{ui}^r\right]_{r=1,2,3}$ — (3×3)- матрица постоянных коэффициентов усиления управляющих напряжений; $h_{\alpha} = {\rm diag} \left[h_{\alpha}^r\right]$, $h_{\dot{\alpha}} = {\rm diag} \left[h_{\dot{\alpha}}^r\right]$ — диагональные матрицы постоянных коэффициентов при соответствующих координатах рассматриваемого алгоритма управления.

Важной особенностью принятой интегральной формы алгоритма «управления по ускорениям» является то, что для ее реализации не требуется измерять вторые производные $\ddot{q}_{\alpha}(t)$ [11].

Учитывая указанное выше свойство робастности алгоритма (20) по отношению к координатным возмущениям, а также тот факт, что в задаче управления конфигурацией КМР подвижность корпуса КМР иногда можно не принимать во внимание, поскольку требуемое конечное состояние манипулятора q_{α}^* определяется относительно связанной СК, то в первом приближении в уравнении (19) можно положить $A_{21}(q)\ddot{q}_0=0$.



Это позволяет представить структуру алгоритма в канале управления положением r-го звена в скалярной форме:

$$u_{r}(t) = a_{ur}^{r} \left[\int_{0}^{t} \varepsilon_{Mr} dt - \dot{q}_{\alpha r}(t) \right],$$

$$\varepsilon_{Mr} = h_{\alpha}^{r} \left(\alpha_{r}^{*} - \alpha_{r} \right) - h_{\dot{\alpha}}^{r} \dot{\alpha}_{r}, \quad r = \overline{1,3}.$$
(21)

С учетом подвижности корпуса КМР структурная схема замкнутой посредством алгоритма (20) системы управления манипулятором, сформированной в соответствии с уравнениями (10), приведена на рис. 4. Здесь пунктиром введен дополнительный контур управления устройством механического торможения приводов, влияние которого на динамику системы управления космическим манипулятором, установленном на подвижном основании, будет рассмотрено ниже.

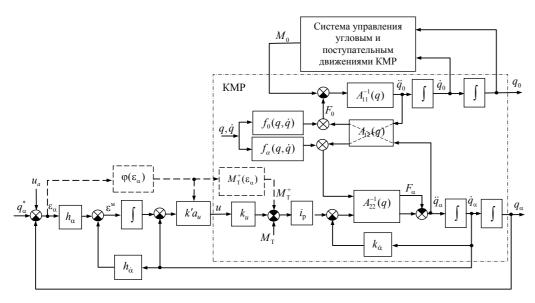


Рис. 4. Структурная схема системы управления движениями КМР с учетом динамики приводов

4.2. Алгоритмы управления КМР в режиме манипуляционного функционирования

Рассмотрим задачу манипуляционной установки груза в заданную точку инерциального пространства на основе принципов управления в классе систем с обратной связью. Предлагаемый подход отличается от известных методов управления космическими роботами, основанных на планировании траектории схвата. Отметим понятные на качественном уровне преимущества и недостатки предлагаемого подхода.

Отказ от процедуры планирования траектории схвата позволяет упростить алгоритм управления и избежать проблемы сингулярности при назначении шарнирных скоростей на основе обращенного якобиана системы [14]. При этом дополнительно следует учитывать, что скорости космических манипуляторов должны быть ограничены предельно малыми величинами. Однако процедура планирования является линейной операцией и не предусматривает ограничения величин скоростей за исключением избегания сингулярных точек, в которых шарнирные скорости равны бесконечности [2]. Вместе с тем отказ от планирования делает затруднительной или практически невозможной оптимизацию траектории в пространстве (движение схвата к цели по кратчайшему пути или выполнение условия минимального влияния активного манипулятора на положение КА) [2]. И, естественно, существует трудность в обеспечении гладкости траектории схвата, особенно в случае использования самотормозящихся приводов, специфика которых во всех указанных выше работах не учитывается.

При осуществлении операций в рабочей зоне будем использовать информацию, получаемую с помощью установленной на концевом звене манипулятора вспомогательной видеокамеры со встроенным дальномером. В режиме манипуляционной установки груза в заданную точку $A(X_A, Y_A)$ начальное состояние КМР с грузом определим в виде $q(t_0) = \left(q_{o0}, q_{\alpha 0}\right)^{\mathrm{T}}$ и $\dot{q}_{o0} = 0, \dot{q}_{\alpha 0} = 0$. При этом считается, что ось камеры ориентирована на цель. Это позволяет определить расстояние $r_{aA}(0) = \left|\rho_{aA}\right|_{t=0}$ от характерной точки груза до цели, измеряемое встроенным в видеокамеру дальномером.

Для удобства решения задачи инерциальная СК из точки C плоско-параллельно перемещена в точку $A(X_A, Y_A)$. С этой целью в уравнениях (12) с помощью соотношений

$$X_{o} = x_{a} \cos \vartheta - y_{a} \sin \vartheta - X_{\Delta},$$

$$Y_{o} = x_{a} \sin \vartheta + y_{a} \cos \vartheta - Y_{\Delta},$$

$$\vartheta = \pi - (\beta_{\Gamma} + \alpha_{1-4})$$
(22)

осуществляется замена переменных $q_o = \left(X_o, Y_o, 9\right)^{\mathsf{T}}$ на новые переменные $q_\Gamma = \left(X_\Delta, Y_\Delta, \beta_\Gamma\right)^{\mathsf{T}}$, являющиеся в режиме манипуляционного функционирования регулируемыми координатами. В (22) x_a, y_a — известные (зависящие от шарнирных углов $\alpha_i(t) \in q_\alpha, i = \overline{1,3}$) координаты характерной точки груза в связанной СК; β_Γ — ориентация оси груза в новой инерциальной СК; переменные X_Δ, Y_Δ , определенные в виде $X_\Delta \doteq X_a(t) - X_A$, $Y_\Delta \doteq Y_a(t) - Y_A$, являются координатами характерной точки a в новой инерциальной СК.



В режиме манипуляционного сближения точки a с целью A регулируемыми координатами являются координаты X_{Δ}, Y_{Δ} и скорости их изменения $\dot{X}_{\Delta}, \dot{Y}_{\Delta}$. Кроме того, чтобы в процессе управления цель A оставалась в поле зрения видеокамеры должно быть регулируемым и угловое отклонение линии визирования от цели, которое определяется в виде $\beta_{\Delta} = \beta_{\Gamma}^* - \beta_{\Gamma}$, где $\beta_{\Gamma}^* = -\arctan \operatorname{tg} Y_{\Delta}/X_{\Delta}$ — угол наклона линии визирования, проходящей через цель A. Заметим, что физически координата β_{Δ} может измеряться с помощью такой системы технического зрения, в которой отклонение оптической оси видеокамеры от направления на цель вызывает снижение уровня выходного сигнала.

Подставляя соотношения (22) и их производные в (12), получим модель КМР вида

$$\begin{bmatrix} E & 0 \\ 0 & \varphi(\varepsilon_{a}) \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} A_{\Gamma}(q') & A_{\Gamma\alpha}(q') \\ A_{\Gamma\alpha}^{T}(q') & A_{\alpha}(q') \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_{\Gamma} \\ \ddot{q}_{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & k_{\dot{\alpha}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_{\Gamma} \\ \dot{q}_{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{\Gamma}(q', \dot{q}') \\ B_{\alpha}(q', \dot{q}') \end{bmatrix} \right\} =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 \\ M_{\alpha} \end{bmatrix}, \tag{23}$$

где $q' = \left(q_{\Gamma}, q_{\alpha}\right)^{\mathrm{T}}$; A_{Γ} , A_{α} , $A_{\Gamma\alpha}$ — матрицы переменных коэффициентов $a_{ij}(q')$, значения которых, а также коэффициентов $b_{ij}^{k}\left(q',\dot{q}'\right)$ нелинейных вектор-функций B_{Γ} и B_{α} , получены в [15]; $M_{\alpha} = i_{\mathrm{p}}\left(k_{u}u - M_{\mathrm{T}} - M_{\mathrm{T}}^{+}\left(\epsilon_{\alpha}\right)\right)$ — вектор шарнирных моментов.

Управление вектором движений схвата с грузом q_Γ будем осуществлять за счет шарнирных моментов M_α , под действием которых изменяются не только межзвенные углы α_r , $r=\overline{1,3}$, но и регулируемые компоненты вектора q_Γ . При этом шарнирные скорости ограничим областью малых («ползучих») скоростей $\dot{\alpha}_r \leq \dot{\alpha}_{r, \min}$.

Пусть измеряемыми координатами в рассматриваемом режиме манипуляционной установки груза являются: 9, r_{aA} , α_r , $\dot{\alpha}_r$, $\left(r=\overline{1,3}\right)$. Цель управления определим в виде трех задач, в комплексе решающих манипуляционную установку груза в заданную точку A инерциального пространства:

$$\beta_{\Delta} = \left(\beta_{\Gamma}^* - \beta_{\Gamma}\right) \to 0 \ \forall t \leq t_k \ - \ \text{условие непрерывности слежения}$$
 за целью, (24a)
$$\left|X_{\Delta}(t_k)\right| \leq \varepsilon_X, \left|Y_{\Delta}(t_k)\right| \leq \varepsilon_Y \ - \ \text{условие достижимости цели, (24b)}$$

$$\left|X_{\Delta}(t_k)\right| \leq \varepsilon_X, \left|Y_{\Delta}(t_k)\right| \leq \varepsilon_Y \ - \ \text{условие обеспечения мягкой стыковки,}$$
 (24c)

где t_k — время выполнения операции, $\varepsilon_{\chi}, \varepsilon_{\gamma}$ — малые постоянные.

Для решения указанного комплекса задач введем раздельное управление движениями схвата, приняв, что регулирующим воздействием на координату X_{Δ} является шарнирный момент $M_{\alpha 1}$, вызывающий изменение угла α_1 . Координата Y_{Δ} управляется шарнирным моментом $M_{\alpha 2}$, изменяющим α_2 . И, наконец, управление ориентацией схвата, т. е., в конечном счете, угловым положением оси груза β_{Γ} осуществляет шарнирный момент $M_{\alpha 3}$, изменяющий угол α_3 .

Задача (24а), связанная с организацией процесса слежения закрепленной на концевом звене манипулятора видеокамеры за целью, является вспомогательной при установке груза. Однако ее решение необходимо для осуществления текущих измерений расстояния $r_{aA} = \left| \rho_{aA} \right|$ от характерной точки груза «а» до целевой точки А. Эти измерения участвуют далее в формировании сигналов $X_{\Delta} = r_{aA} \cos \beta_{\Gamma}^*$ и $Y_{\Delta} = r_{aA} \sin \beta_{\Gamma}^*$, управляющих приводами плечевого (α_1) и локтевого (α_2) шарниров при решении основной задачи (24b). Процесс слежения за целью осуществляется с помощью подсистемы управления приводом кистевого шарнира (α_3) , использующей PD-алгоритм в цепи обратной связи по координате $\beta_{\Delta}(t)$, моделирующей сигнал отклонения оси чувствительности видеокамеры от направления на цель.

Одним из возможных путей решения задачи (24b), связанной с управлением поступательным движением схвата (X_{Δ},Y_{Δ}) , предлагается использовать модификацию известного алгоритма случайного поиска с возвратом [16], работоспособность которого обеспечивается благодаря удержанию только удачных случайных шагов управления $\Delta q_{\Gamma r(n)} < 0$, уменьшающих расстояние до цели. Неудачные шаги $\left(\Delta q_{\Gamma r(n)} \ge 0\right)$ исправляются за счет изменения знака воздействия на очередном шаге управления. Введенная здесь оценка $\Delta q_{\Gamma r(n)}$, определяющая характер изменения регулируемых координат $X_{\Delta n}, Y_{\Delta n}$ на n-м шаге управления, имеет вид:

$$\Delta q_{\Gamma r,n} = \left| q_{\Gamma r} (t_2^r)_n \right| - \left| q_{\Gamma r} (t_1^r)_n \right|.$$

Управление шарнирными углами осуществляется на интервалах управления T_n^r , длительность которых пропорциональна модулям значений регулируемых координат $q_{\Gamma 1} \doteq X_{\Delta}$, $q_{\Gamma 2} \doteq Y_{\Delta}$ в начале n-го интервала управления, т. е.

$$T_n^r = (t_2^r - t_1^r)_n = k_r |q_{\Gamma r}(t_1^r)_n|, r = \overline{1,2}.$$
 (25)



Рекуррентная формула алгоритма по каждому из двух локальных каналов управления может быть записана в виде:

$$u_{r,n+1} = \xi_{r,n+1} \overline{u}_r \ \forall \ t \in T_{r,n+1}, \quad \xi_{r,n+1} = \begin{cases} 1 & \forall \ \Delta q_{\Gamma r,n} < 0, \\ -1 & \forall \ \Delta q_{\Gamma r,n} \ge 0, \end{cases} \quad r = \overline{1,2}; \quad n = 1,2,\dots$$
 (26)

где $\xi_{r,n+1}$ — знак управляющего напряжения \overline{u}_r на входе r-го привода манипулятора на (n+1)-м интервале управления; оценка $\Delta q_{\Gamma r,n}$ контролирует характер изменения регулируемой координаты на предыдущем шаге управления.

Следует заметить, что в алгоритме (26) оператор случайного шага $\xi_{r,n+1}$ является случайным событием (в смысле выбора одного из значений (+1,-1)) преимущественно на первом шаге управления, совершаемом в качестве пробного движения (n=0). По этой причине величина первого шага выбирается относительно небольшой $T_{r,1} = T_{r,\min}$, соответствуя постоянному шагу $T_{r,\min}$, принятому для области малых отклонений от цели ε_1 , определенной в виде ($\varepsilon_2 < |q_{\Gamma r}| \le \varepsilon_1$), где ε_2 граница области мягкой стыковки с целью. На втором и последующих шагах $T_{r,n}$, определяемых выражением (25), знак управляющего напряжения устанавливается правилом, приведенным во второй части алгоритма (26), в соответствии с которым при правильном выборе знака $\xi_n = (+1,-1)$ на n-м шаге управления этот знак должен быть сохранен и на (n+1)-м шаге. Правильность выбора знака ξ_n оценивается по результату $\Delta q_{\Gamma r(n)} < 0$.

Алгоритм управления в области $(\varepsilon_2 < |q_{\Gamma_r}| \le \varepsilon_1)$ условно назовем $u_{r\varepsilon 1}$, напомнив, что он не отличается от алгоритма (26) за исключением функции определения величины текущего интервала управления (25), принимающей в указанной области вид $T_{r \min}$.

В целом, решение задачи (24b) может быть осуществлено путем попеременной $(r=1\lor2)$ или одновременной (r=1&2) активации подсистем управления сближением. В обоих случаях алгоритм, определяемый выражениями (26), сохраняет работоспособность, однако для решения задачи мягкой стыковки (24c) область его действия в процессе сближения с целью A должна быть ограничена моментом вхождения в малую ε_2 -окрестность, определенную в виде $(|X_{\vartriangle}|, |Y_{\vartriangle}| \le \varepsilon_2, \ \varepsilon_2 < \varepsilon_1)$ и содержащую точку A. В указанной ε_2 -окрестности исходный алгоритм (26) должен быть заменен на такой закон управления u_{ε_2} , который способен обеспечить монотонный характер изменения регулируемых координат $X_{\vartriangle}, Y_{\vartriangle}$ при $\dot{X}_{\gimel}, \dot{Y}_{\backprime} \to 0$ в завершающей фазе сближения с целью.

На рис. 5 приведен пример математического моделирования в системе MATLAB-Simulink предложенного подхода к управлению KMP

в режиме манипуляционной установки груза для случая попеременной работы подсистем управления плечевым (α_1) и кистевым (α_2) шарнирами. В качестве математической модели объекта использовались уравнения (23).

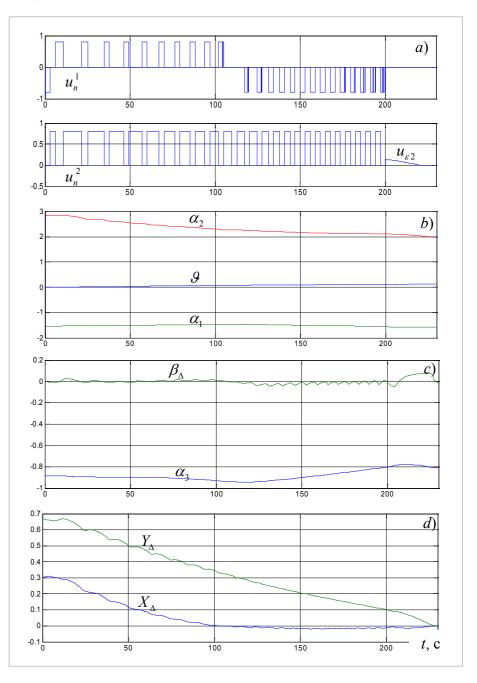


Рис. 5. Управляющие сигналы и переходные процессы в режиме манипуляционного функционирования КМР при использовании алгоритма случайного поиска



46

Из осциллограмм видно, что управляемые в соответствии с алгоритмами $u_{r,n}$, $u_{\epsilon 1}$ и $u_{\epsilon 2}$ (рис. 5а) перемещения звеньев (α_1,α_2) (рис. 5b) обеспечивают перевод характерной точки «а» груза из начального положения $X_{\Delta}(t_0)=0,3$ м, $Y_{\Delta}(t_0)=0,67$ м в малую окрестность целевой точкой A ($\epsilon_2 \leq 0,1$ м) за время $t_{\epsilon 2}=200$ с (рис. 5d). При этом ПД-алгоритм управления шарнирным моментом $M_{\alpha 3}$ с достаточной точностью ($\beta_{\Delta} \leq 0,05$) поддерживает требуемое направление оптической оси видеокамеры на целевую точку (рис. 5c), позволяющее встроенному в нее дальномеру измерять текущее расстояние до цели и вычислять оценки регулируемых координат X_{Δ}, Y_{Δ} , используемые в алгоритмах управления (26) и $u_{\epsilon 1}$. На завершающем участке моделирования, начиная с момента $t_{\epsilon 2}=200$ с, реализован процесс «мягкой» стыковки груза с целью (рис. 5a, d), осуществленный с помощью адаптивных ПД-алгоритмов $u_{\epsilon 2}$ вида

$$u_{\varepsilon 2}^{X} = -k_0^{X} \left[k_{11}^{X} \left(\alpha_2 \right) X_{\Delta} + k_{21}^{X} \left(\alpha_2 \right) \dot{X}_{\Delta} \right],$$

$$u_{\varepsilon 2}^{Y} = -k_0^{Y} \left[k_{11}^{Y} \left(\alpha_1 \right) Y_{\Delta} + k_{21}^{Y} \left(\alpha_2 \right) \dot{Y}_{\Delta} \right],$$

в которых перестройка коэффициентов k_{11}^X , k_{12}^X , k_{11}^Y , k_{12}^Y реализуется за счет имеющейся информации о координатах $\alpha_1(t)$, $\alpha_2(t)$.

Заключение

Решена конкретная задача, связанная с разработкой нового (без использования известной процедуры планирования траектории схвата) подхода к управлению свободнолетающим космическим роботом в режиме манипуляционного функционирования. Разработана процедура формирования рабочей зоны КМР и предложен поисковый алгоритм управления манипулятором КМР в классе систем с обратной связью, использующий сигналы видеокамеры со встроенным дальномером. Предложенный в работе подход к управлению манипуляционным функционированием робота в этом режиме, не предусматривающий решения известной (и очень сложной) задачи планирования, следует считать находящимся в начальной стадии исследования. Тем не менее можно отметить первые положительные результаты успешного управления роботом в данном режиме, полученные на основе применения специализированного алгоритма случайного поиска цели.

Следует отметить, что к настоящему времени опубликовано более двухсот работ по теории управления КМР, тем не менее можно говорить лишь о начальном периоде создания этой теории и лишь о намеченных в ней, пока не решенных в достаточной мере, задачах управления новым и весьма сложным объектом управления, каким является КМР.

Литература

- 1. Ханг Д., Ирвин Д., Мур Ф. Выполнение космических операций с помощью свободно перемещающихся телеоператоров. Труды 6-го Международного симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. В кн. Управление в пространстве. Т. 2. М.: Наука, 1976. С. 173-180.
- Moosavian S. Ali A., Papadopoulos E. Control of Space Free-Flyers Using Modified Transpose Jacobian Algorithm // Proc. of the IEEE/ RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, Grenoble, France. 1997. P. 1500-1505.
- 3. Dubowsky S., Papadopoulos E. The Kinematics, Dynamics, and Control of Free-Flying and Free-Floating Space Robotic Systems // IEEE Transactions on Robotics and Automation. 1993. V. 9. No 5. P. 531-543.
- 4. Lampariello R., Agrawal S., Hirzinger G. Optimal Motion Planning for Free-Flying Robots. International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2003). Taipei, Taiwan. 2003.
- 5. Tortopidis, I. and Papadopoulos, E., Point-to-Point Planning: Methodologies for Underactuated Space Robots, Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA'06), 2006, Orlando, FL, USA, P. 3861-3866.
- 6. Hirzinger G., Brunner B., Lampariello R., Landzettel K., Schott J., Steinmetz B.M. Advances in Orbital Robotics // Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, San Francisco, CA. 2000. P. 898-907.
- 7. Moosavian S. Ali A., Papadopoulos E. Free-Flying Robots in Space: an Overview of Dynamics Modeling, Planning and Control // J. Robotica. 2007. No 25(5). P. 537-547.
- 8. Xu, W.F., Liu, Yu., Liang, B., Xu, Y.S., Qiang, W. Autonomous Path Planning and Experiment Study of Free-floating Space Robot for Target Capturing // J. Intell. Robot. Syst. 2008. No 51. P. 303-331.
- 9. Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing. In: Progress in Aerospace Sciences. 68. Elsevier Ltd., 2014. P. 1-26.



- 10. Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники. Монография под редакцией акад. РАН Васильева С. Н. М.: Машиностроение, 2015. С. 197-281. ISBN 978-5-94275-810-3.
- 11. Крутько П.Д. Управление исполнительными системами роботов. М.: Наука. 1991.
- 12. Глумов В. М., Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. Техническая управляемость автоматизированного космического модуля // Автоматика и телемеханика. 2001. № 3. С. 31-44.
- 13. Глумов В. М., Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Суханов В. М. Оперативный компьютерный вывод и декомпозиция уравнений движения космического модуля // Автоматика и телемеханика. 2006. № 1. С. 89-116.
- 14. Yoshida K., Umetani Y. Control of Space Free-Flying Robot. Proc. of 29-th IEEE Conference on Decision and Control, P. 97-102, 1990.
- 15. Рутковский В. Ю., Суханов В. М., Глумов В. М. Уравнения движения и управление свободнолетающим космическим манипуляционным роботом в режиме реконфигурации // Автоматика и телемеханика. 2010. № 1. С. 80-98.
- 16. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А. А. Красовского. М.: Наука, 1987.

УДК 629.7.015

МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ И СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ «ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ»

Олег Михайлович АКСЁНОВ,

Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН, д. т. н.

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

E-mail: inbox@aomiea.ru

В статье рассматривается возможность реализации автоматического управления траекторным движением военно-транспортного самолёта применительно к режиму «Парашютное десантирование».

Ключевые слова: метод управления, десантирование, погоня за целью.

A METHOD OF MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT AUTOMATIC FLIGHT PATH AND SPEED CONTROL AT "PARADROP" MODE

Oleg M. ACSENOV,

Alexander V. GREBYONKIN, D.Sc. in Engineering

'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC

E-mail: inbox@aomiea.ru

The article considers the possibility of automatic flight path control implementation at 'Par-adrop' mode on military transport aircraft.

Keywords: control method, paradrop, target pursuit.



Введение

В настоящее время трудно себе представить современную авиацию без возможности решать задачи по доставке грузов в максимально короткие сроки в требуемый труднодоступный район. С целью оперативной доставки грузов, сокращения временных затрат, а в ряде случаев и из-за невозможности обеспечить посадочный способ доставки грузов, наиболее актуальной становится задача парашютного десантирования грузов. Решение такой задачи является востребованным не только в вооруженных силах, но и в гражданской авиации. Доставка грузов гуманитарного и целевого назначения требуется, в том числе, и в условиях ведения боевых действий, крайнего севера, что во многих случаях исключает посадочный способ. Наиболее трудна по своей сложности задача десантирования моногрузов, применяемого в военно-транспортной авиации. Десантирование военных моногрузов требует решения данной задачи для грузов массой более двух тонн, кроме того, должен быть предусмотрен сброс как одиночного моногруза, так и серии. При сбросе грузов ухудшается управляемость военно-транспортного самолета, что значительно усложняет его пилотирование, создаются опасные условия выхода параметров движения за пределы эксплуатационных ограничений по нормальной перегрузке и углу атаки. Также стоит отметить тот факт, что высотно-скоростной диапазон десантирования составляет 300÷5000 м. Например, во время военной операции в Сирии доставка грузов в осажденные районы производилась с высоты более 5000 м из-за опасности поражения военно-транспортного самолета переносными зенитно-ракетными комплексами. Данная задача в настоящее время решается на самолете Ил-76МД-90А с помощью штурвального управления и специальной методики пилотирования с упреждением. Решить проблему сложности пилотирования возможно с помощью автоматизации, что в данном случае и предлагается реализовать на самолете Ил-76МД-90А.

Логика работы режима «Парашютное десантирование» применительно к самолету Ил-76МД-90А

Режим парашютного десантирования предполагает возможность десантирования одиночно груза и десантирование серией из двух и более (в зависимости от габаритов и веса) моногрузов. Выключение режима предусмотрено при условии:

- срабатывания концевого выключателя закрытия рампы с сохранением автоматического управления в продольном и боковом каналах управления;
 - нажатия кнопки отключения автопилота;
- перемещения штурвала по тангажу или крену, или перемещения педалей руля направления более порога отключения автоматического управления.

Заданная приборная скорость десантирования выдерживается и стабилизируется автоматически с помощью автомата тяги. Для реализации траекторного управления в вертикальной плоскости в тракте управления рулем высоты необходимо обеспечить режим строгой стабилизации заданной высоты полета с парированием кабрирующего момента, возникающего при движении моногруза по грузовой кабине по направлению к грузовому люку (рампе) и пикирующего момента — при его сходе с обреза грузового люка. В тракте управления элеронами и рулем направления необходимо обеспечить прямолинейный полет в горизонтальной плоскости без крена.

В тракте управления рулем высоты режим парашютного десантирования включается нажатием кнопки «Сброс» и реализует специальный режим автоматического управления «Удержание заданной высоты десантирования» с сохранением управления стабилизатором в режиме автобалансировки (в алгоритме управления рассмотрено управление стабилизатором с упреждающим сигналом на него). В качестве заданной высоты десантирования принимается текущая барометрическая высота полета в момент нажатия кнопки «Сброс». В канале управления элеронами и рулем направления в режиме парашютного десантирования должен быть включен режим стабилизации текущего курса. Этот режим должен включаться непосредственно перед включением режима парашютного десантирования или сохраняться, если он был включен ранее.

При начале парашютного десантирования после нажатия кнопки «Сброс» до момента времени полного закрытия рампы невозможно изменение заданной высоты полета и заданного угла пути на пульте управления САУ.



В настоящее время прорабатывается вопрос по автоматизации выхода на точку десантирования и включения данного режима с помощью системы самолетовождения (ВСС).

Парашютные платформы с техникой (грузами), а также техника с парашютно-реактивными системами и парашютными бесплатформенными системами должны располагаться в грузовой кабине на рольгангах с центральным монорельсом, установленным на грузовом полу кабины и рампе.

Количество, типы платформ и их размещение на самолете контролируется техником и сообщается командиру экипажа.

Размещение платформ в соответствующих гнездах монорельса должно производиться при соблюдении допустимой центровки как при первоначальной загрузке, так и при частичном сбросе грузов.

В процессе десантирования при движении груза по грузовой кабине и при прохождении платформы с грузом обреза рампы центровка самолета может изменяться от предельно задней $X_{_{\rm TRS}}$ до предельно передней $X_{_{\rm TRS}}$.

Описание алгоритма управления

Математическое моделирование выполнено на полной математической модели, включающей в себя аэродинамические характеристики самолета Ил-76МД-90А, полученные из продувок в аэродинамической трубе (АДТ), высотно-скоростные характеристики (ВСХ) двигателя ПС-90А, включая данные по приемистости, и массово-инерционные характеристики самолета. В математической модели учтено влияние открытия боковых дверей и рампы на аэродинамические характеристики самолета. Аэродинамические характеристики, показывающие влияние открытых боковых дверей и рампы, получены из испытаний модели самолета Ил-76 в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ.

На основании результатов испытаний модели самолета в аэродинамической трубе рассчитано изменение аэродинамических характеристик при открытии боковых дверей и рампы в продольном канале, которое введено в банк аэродинамических данных. Все поправки к коэффициентам аэродинамических сил и моментов от рампы и боковых дверей в математической модели введены через коэффициенты коррекции:

- \cdot KOD коэффициент открытия боковых дверей (KOD = 1 боковые двери открыты, KOD = 0 боковые двери закрыты);
- · KOR коэффициент открытия рампы (KOR = 1 рампа открыта, KOR = 0 рампа закрыта).

Так как изменение аэродинамических характеристик в боковом канале не существенно, эти характеристики не учитываются в математической модели.

Математическое моделирование движения и сброса грузов выполнено на основе исходных данных и анализа летных испытаний, по которым были получены зависимости изменения центровки $X_{_{\rm T}}(t)$ для одиночного сброса и сброса серией БМД-3 и БМД-4 на высоте 1000 м при заданной скорости полета и заданном положении взлетно-посадочной механизации крыла. Аппроксимация зависимостей $X_{_{\rm T}}(t)$ выполнялась подбором коэффициентов в уравнении вида:

$$X_{\mathrm{T}}(t) = X_{\mathrm{T}_{\mathrm{Hall}}} + a\sqrt{t} \cdot e^{at}.$$

Зависимость $X_{_{\rm T}}(t)$ определялась для каждого конкретного варианта сброса грузов. В момент сброса груза вводилось ступенчатое уменьшение веса самолета в зависимости от типа платформы. При отделении груза от самолета центровка изменялась ступенчато. Изменение веса самолета учитывалось при определении соответствующих осевых моментов инерции.

Режим парашютного десантирования моделировался при включенном автомате тяги в режиме стабилизации заданной приборной скорости и использовании способа автоматической стабилизации заданной высоты полета, основанного на принципе погони за «целью».

Этот принцип основан на наведении вектора траекторной скорости на воображаемую точку («цель»), которая движется на постоянном (заданном) удалении от центра масс самолета ($L_{_{\rm II}}$) на заданной высоте ($H_{_{\rm II}}$). Наведение на «цель» (в данном случае стабилизация заданной высоты десантирования) обеспечивается минимизацией угла ($\epsilon_{_{\rm II}}$) между вектором траекторной скорости и направлением на «цель», включая реакцию на скорость изменения этого угла и демпфирование угловой скорости тангажа (см. рис. 1).

- · с увеличением расстояния до «цели» ε, уменьшается,
- с уменьшением расстояния до «цели» $\epsilon_{_{\!\scriptscriptstyle L}}$ увеличивается.

Для реализации управления рулем высоты на режиме парашютного десантирования и обеспечения необходимого запаса устойчивости определена оптимальная величина $L_{_{\rm II}}=275~{\rm M}.$



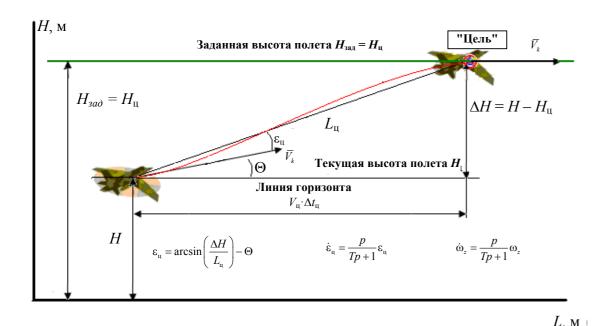


Рис. 1 Формирование сигнала на руль высоты в режиме строгой стабилизации заданной высоты полета

- с увеличением расстояния до «цели» управление становится менее строгое (уменьшается весовой вклад реакции на $\varepsilon_{_{II}}$ и $\dot{\epsilon}_{_{II}}$ в законе управления рулем высоты),
- с уменьшением расстояния до «цели» управление становится более строгое (увеличивается весовой вклад реакции на $\varepsilon_{_{\rm II}}$ и $\dot{\epsilon}_{_{\rm II}}$ в законе управления рулем высоты).

Выбор расстояния до «цели» позволяет найти оптимальное управление, обеспечивающее заданные требования к режиму парашютного десантирования. В законе управления рулем высоты, кроме реакции на $\varepsilon_{_{\rm II}}$, учитывается демпфирование (реакция на $\dot{\varepsilon}_{_{\rm II}}$, ω_z , $\dot{\omega}_z$ с заданными коэффициентами усиления). Управляющий сигнал представлен суммой позиционной $\sigma_{_{\rm II}}$ и интегральной $\sigma_{_{\rm II}}$ составляющих:

$$\begin{split} \sigma_{\Pi} &= K_{\varepsilon_{\Pi}^{\Pi}} \varepsilon_{\Pi} + K_{\dot{\varepsilon}_{\Pi}^{\Pi}} \dot{\varepsilon}_{\Pi} + K_{\omega_{z}^{\Pi}} \omega_{z} + K_{\dot{\omega}_{z}^{\Pi}} \dot{\omega}_{z}, \\ \sigma_{u_{i}} &= \sigma_{u_{i-1}} + K_{\varepsilon_{\Pi}^{u}} \varepsilon_{\Pi} + K_{\dot{\varepsilon}_{\Pi}^{u}} \dot{\varepsilon}_{\Pi} + K_{\omega_{z}^{u}} \omega_{z}, \\ \sigma_{\Sigma} &= \sigma_{\Pi} + K_{u} \sigma_{u}. \end{split}$$

 σ_{Σ} ограничивается в пределах ± 15 .

54

Для реализации закона управления необходимы следующие входные сигналы:

- $H_{_{3ал}}$ заданная на ПУ САУ высота полета,
- \cdot \widetilde{H} текущая барометрическая высота,
- Θ угол наклона траектории,
- $\omega_{_{7}}$ угловая скорость тангажа.

Результаты математического моделирования

Результаты моделирования приведены на рис. 2 (для конфигурации $\delta_{_3}/\delta_{_{\rm np}}=15^\circ/14^\circ$ и $V_{_{\rm np}}=350$ км/ч) и на рис. 3 (для конфигурации $\delta_{_3}/\delta_{_{\rm np}}=30^\circ/25^\circ$ при $V_{_{\rm np}}=270$ км/ч). Из полученных результатов видно, что в процессе открытие рампы и дверей наблюдается увеличение угла атаки в среднем на 1 град. Увеличение лобового сопротивления при открытии рампы приводит к необходимости увеличения тяги двигателей. При движении груза к обрезу грузового люка наблюдается дополнительное приращение угла атаки до 2 град. Возмущенное движение самолета на кабрирование приводит к увеличению высоты полета («вспуханию»). Для удержания заданной высоты полета в этом случае требуется отклонение руля высоты на пикирование. Момент схода груза с обреза грузового люка сопровождается ступенчатым изменением веса самолета и (как следствие инерционных характеристик) положения центра масс. Смещение центра масс вперед при отделении груза приводит к появлению пикирующего момента, а уменьшение веса самолета к нарушению равенства подъемной силы силе тяжести (нарушение условия горизонтального полета в сторону «вспухания»). Компенсация пикирующего момента приводит к соответствующему отклонению руля высоты на кабрирование и, как следствие, к увеличению угла атаки. Очевидно, что дополнительное увеличение угла атаки провоцируется управляющим сигналом на руль высоты, направленным на удержание заданной высоты полета. Для уменьшения заброса по углу атаки в этом случае проверена возможность ограничения минимального угла отклонения руля высоты в режиме парашютного десантирования до $\delta_{\rm B~MIN} = -8^{\circ}$.

В целом, полученные результаты математического моделирования показывают, что для рассмотренных вариантов режима автоматического управления парашютным десантированием параметры движения не выходят за установленные в технических требованиях ограничения. Стабилизация высоты совместно с работой автомата тяги обеспечивает требования к точности стабилизации заданной высоты полета (± 15 м) и точности стабилизации заданной скорости полета (± 10 км/ч) при ограничении максимального угла отклонения руля высоты до $\pm 15^\circ$.

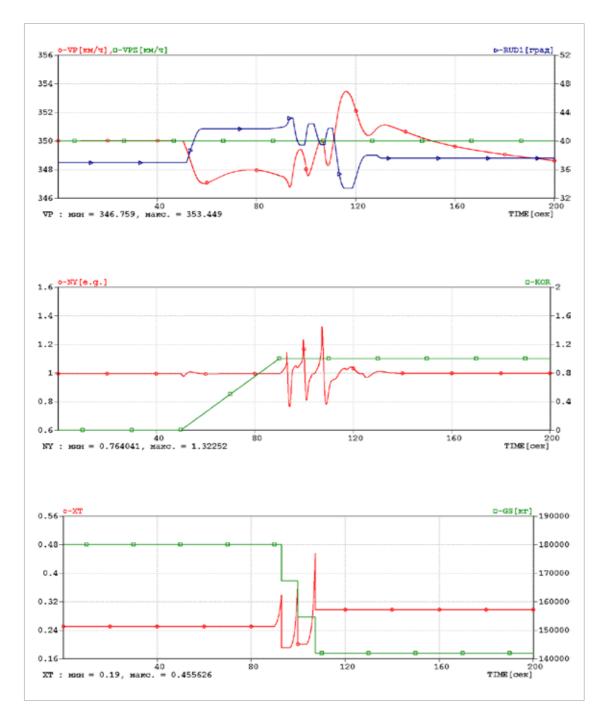


Рис. 2. Сброс серией 3-х БМД-3 (3·2,7 m), $X_{_{\mathrm{T_{HAY}}}}=25,0\%$ САХ, $X_{_{\mathrm{T_{KOH}}}}=29,7\%$ САХ, H=1000 м, $V_{_{\mathrm{np}}}=350$ км/ч, G=180 m, $\delta_{_{3}}/\delta_{_{\mathrm{np}}}=15^{\circ}/14^{\circ}$

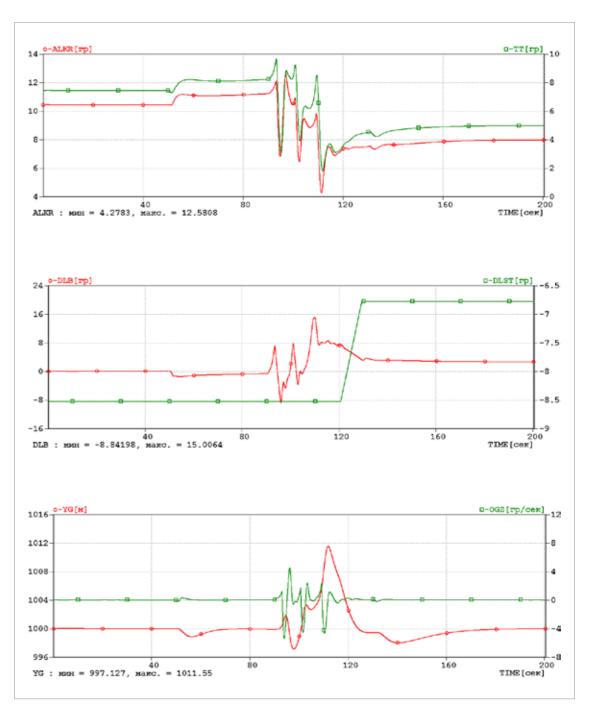


Рис. 3. Сброс серией 3-х БМД-3 (3·12,7 m) $X_{_{\mathrm{T}_{HAЧ}}}=25,0\%$ САХ, $X_{_{\mathrm{T}_{KOH}}}=29,5\%$ САХ, H=1000 м, $V_{_{np}}=270$ км/ч, G=180 m, $\delta_{_{3}}/\delta_{_{np}}=30^{\circ}/25^{\circ}$



Литература

- 1. А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
- 2. Гребенкин А. В. Реализация универсального способа траекторного управления в вертикальной плоскости применительно к режимам САУ «Автоматический взлет», «Смена эшелона», «Стабилизация высоты», «Посадка». П Всероссийская научно-техническая конференция «Моделирование авиационных систем». Сборник тезисов докладов. М: ФГУП «ГосНИИАС», 2013. 69-70 с.
- 3. Гребенкин А. В. Способ стабилизации заданной высоты полета. Патент на изобретение № 2588174. Заявка № 2015120724. Приоритет изобретения 02.06.15 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 02.06.16 г. Срок действия патента истекает 02.06.35 г.

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

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



Содержание

В.	И. Галкин, Е. В. Кузин Разработка методики групповой калибровки одноосных микромеханических датчиков угловой скорости с аналоговым выходом информации
В.	К. Завадский, В. П. Иванов, Е. Б. Каблова, Л. Г. Кленовая Совершенствование энергетических характеристик жидкостных ракет-носителей на основе терминального управления расходованием топлива
В.	М. Глумов Управление свободно летающим космическим роботом при манипуляционных операциях
O	. М. Аксёнов, А. В. Гребёнкин Метод автоматического управления траекторным движением и скоростью полета военно-транспортного самолета на режиме «парашютное лесантирование»

60 № 21, 2018 год