

на правах рукописи

МАКАРЫЧЕВ Владимир Павлович

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ СИСТЕМ СУПЕРВИЗОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ  
КОСМИЧЕСКИМИ МАНИПУЛЯТОРАМИ**

Специальность 05.02.05 – «Роботы, мехатроника и робототехнические системы»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Санкт-Петербург

2005

Работа выполнена в Государственном научном центре России Государственном научном учреждении Центральном научно-исследовательском и опытно-конструкторском институте робототехники и технической кибернетики.

Научный руководитель доктор технических наук,  
профессор Юревич Евгений Иванович

Официальные оппоненты доктор технических наук,  
профессор Бурдаков Сергей Федорович

кандидат технических наук,  
доцент Ласточкин Александр Александрович

Ведущая организация Санкт-Петербургский институт информатики и  
автоматизации Российской академии наук

Защита состоится \_\_\_\_\_ 2005 г. в \_\_\_\_ часов на заседании диссертационного совета Д 212. 229. 22 Санкт-Петербургского государственного политехнического университета по адресу: 194064, Санкт-Петербург, Тихорецкий пр. 21, аудитория 301.

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет».

Автореферат разослан \_\_\_\_\_ 2005 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета,  
доктор технических наук

Шашихин В.Н.

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

**Актуальность темы.** Одна из наиболее интенсивно развивающихся областей применения робототехники – это космонавтика. Настоящая работа относится к этому направлению робототехники, а именно, к проблеме супервизорного управления космическими манипуляторами. Ближайшие перспективы развития космонавтики связаны с увеличением количества и массы грузов, с которыми необходимо манипулировать в космосе. Робототехника необходима для кардинального снижения при этом влияния на космонавтов таких неблагоприятных факторов как вакуум, радиация, перепады температур, а также для повышения надежности, качества и производительности при выполнении операций.

Космические манипуляторы по многим характеристикам принципиально отличаются от наземных, что выделяет их исследование и создание в отдельную научно-техническую проблему. К таким особенностям относятся, прежде всего, отсутствие поля тяжести, большие размеры и массы грузов, значительная упругость конструкции, а также требования особо высокого уровня безопасности и предельной легкости управления. Эти и еще многие другие особенности работы манипуляторов в условиях космоса требуют поиска новых решений как в принципах построения систем управления (СУ), так и в алгоритмах реализации их основных функций.

К настоящему времени еще не сложились общепризнанные принципы построения и методы проектирования и отработки систем управления космических манипуляторов. Настоящая работа посвящена этим проблемам применительно к ряду конкретных задач.

Решения этих задач должны быть апробированы в конкретных разработках, выполняемых в ЦНИИ РТК. В свою очередь, именно потребности последних и явились первопричиной настоящей работы.

**Цель диссертации.** Цель работы - разработка методики исследования и проектирования систем супервизорного управления космических манипуляторов.

Поставленная цель определила следующие основные задачи работы:

- разработать типовую математическую модель космического манипулятора, позволяющую эффективно производить его исследование и разработку;
- разработать соответствующую компьютерную модель космического манипулятора;
- исследовать динамику манипулятора как объекта управления на математических моделях и физических стендах;
- разработать принципы построения, структуру и алгоритмы супервизорного управления космическими манипуляторами;
- разработать методику проектирования систем управления космических манипуляторов.

**Методы исследования.** В работе применялись методы линейной алгебры и аналитической геометрии, теоретической механики, теории дифференциальных уравнений, теории управления, вычислительной математики, программирования, математического моделирования.

**Научные результаты и их новизна.**

1. Создана и реализована в виде компьютерной модели комплексная математическая модель реального времени типового космического манипулятора.
2. Разработана типовая система супервизорного управления космического манипулятора. Определены принципы ее построения, состав, структура и основные алгоритмы.
3. Разработан ряд специальных алгоритмов управления: субоптимального по времени построения программных траекторий в пространствах обобщенных и декартовых координат; эффективного, с учетом динамики, отслеживания траекторий и др.
4. Методами математического моделирования и физического макетирования исследовано влияние параметров космического манипулятора на качество супервизорного управления в реальных условиях.

**Практическая ценность** работы заключается в следующем:

- разработано и реализовано ядро систем супервизорного управления бортовых манипуляторов МКС «Буран» и космического технологического манипулятора DORES;
- разработана типовая математическая модель космического манипулятора, в том числе реального времени (ее можно использовать для тренажеров);
- создана методика проектирования и отработки систем управления космических манипуляторов.

**Реализация результатов работы.** Результаты работы явились основой построения программного обеспечения (ПО) системы бортовых манипуляторов (СБМ) МКС «Буран», что подтверждено актом НПО «Энергия» (сейчас РКК «Энергия» им. С.П. Королева). Они явились также основой ПО манипуляторов DORES (подтверждено актом о внедрении ЦНИИ Маш) и макета робота-разведчика, а также использовались при создании комплексного испытательного стенда (КИС) космической техники ЦНИИ РТК.

**Основные положения, выносимые на защиту:**

1. Принципы построения и структура системы супервизорного управления на основе фреймов действий - «технологических операций» (ТОП).
2. Комплексная математическая модель космического манипулятора, в том числе, реального времени, включающая в свой состав технологический эквивалент штатной системы супервизорного управления.

3. Субоптимальные по времени, с учетом динамических ограничений, алгоритмы построения программных траекторий на основе их параметризации длиной дуги в пространстве обобщенных координат.
4. Алгоритмы отслеживания траекторий, учитывающие динамику механической системы манипулятора и приводов, на основе эффективного алгоритма вычисления коэффициентов уравнений Лагранжа механической системы манипулятора.
5. Алгоритмы стыковочных операций на основе построения программной траектории в точку, симметричную начальной относительно целевой.
6. Результаты математического моделирования динамики космических манипуляторов и выполнения ими технологических операций.
7. Результаты экспериментальных исследований динамики космических манипуляторов на ряде стендов.
8. Методика разработки систем супервизорного управления космических манипуляторов.

**Апробация работы.** Основные результаты работы были доложены и обсуждались на:

- 2-ом Всесоюзном совещании по робототехническим системам (Минск, 1981);
- I всесоюзной школе-семинаре молодых специалистов и ученых «Современное состояние теории и разработки программного обеспечения СУ с ЭВМ» (Самарканд, 1990г.);
- Научно-технической конференции «Роботы и манипуляторы в экстремальных условиях» (Санкт-Петербург, 1992);
- V-ой научно-технической конференции «Роботы и автоматизированные системы управления технологическими процессами» (Санкт-Петербург, 1995);
- VI-ой научно-технической конференции «Робототехника для экстремальных условий» (Санкт-Петербург, 1996);
- 6<sup>th</sup> Saint Petersburg Symposium on Adaptive Systems Theory (SPAS'99, dedicated to memory of Ya.Z. Tsypkin). (Sep. 7-9, 1999, S-Petersburg, Russia);
- 4-ой международной научно-технической конференции «Интеллектуальные и многопроцессорные системы» (Геленджик-2003);
- Седьмой Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности. Экстремальная робототехника» (Санкт-Петербург, 2004).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 20 печатных работ, в том числе, монография в соавторстве.

**Структура и объем работы.** Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка литературы, включающего 105 наименований, и двух приложений. Она содержит 203 страницы текста, включая приложения, из них 150 страниц основного текста.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы, сформулирована цель и задачи диссертационной работы. Описаны структура и объем работы и дан краткий обзор содержания диссертации по главам.

**В первой главе** дан краткий исторический экскурс по космическим манипуляторам и рассмотрены их свойства. Определяется объект исследования - «Система супервизорного управления космического манипулятора», и приводится обзор литературы, включая:

- принципы построения систем супервизорного управления;
- создание математических моделей манипуляторов и их программная реализация;
- создание алгоритмов построения траекторий;
- создание алгоритмов отслеживания траекторий;
- методы разработки систем управления манипуляторов.

Отдельные компоненты ПО супервизорной СУ, такие как «построение траекторий», «отслеживание траекторий» или «выполнение стыковки» служат предметом исследования уже многие десятилетия. Возникшая практическая проблема создания СУ системы бортовых манипуляторов (СБМ) МКС «Буран» привела к необходимости разработки новых алгоритмов и их параметрического синтеза, что было обусловлено недостаточной надежностью (наличием особых ситуаций, громоздких, многошаговых итеративных процессов и т.п.) и малой эффективностью (временем вычисления) известных алгоритмов.

Кроме того, известные принципы организации алгоритмов СУ в ПО робота оказались плохо приспособлены для реализации сложных алгоритмов, например, учитывающих динамику робота, и для упрощения программирования робота и проведения модификаций его ПО. Это потребовало новой концепции построения супервизорной СУ на основе фреймов действий роботов - «технологических операций» (ТОП).

**Во второй главе** описан предложенный и реализованный автором принцип построения ПО робота на основе понятия ТОП, являющихся запрограммированными «манипуляционными примитивами» по перемещению робота, логическим действиям и взаимодействию со вспомогательным внешним оборудованием. Подсистема ТОП представляет собой верхний уровень (ВУ) супервизорной системы управления движением (СУД) робота. Она управляет логикой функционирования компонент СУД в зависимости от выполняемой ТОП, способа управления, действий оператора на пульте управления робота, поступления сигналов об изменении состояния аппаратуры робота и т.п.

Взаимодействуют с модулем ТОП величины трех видов: команды, параметры, отклики. Команды разрешают запуск и остановку ТОП. Параметры ТОП включают:

оперативные параметры, допускающие частое изменение при разных обращениях к модулю ТОП; постоянные параметры, которые могут изменяться в редких ситуациях. Оперативные параметры должны быть сформированы при каждом новом обращении к ТОП, при этом для каждой ТОП они свои. При номинальном исполнении ТОП часть или даже все оперативные параметры могут иметь определенное значение. Постоянные параметры инициализируются при первом запуске СУД и при номинальном функционировании системы не изменяются.

Для того, чтобы обеспечить, с одной стороны, быструю реакцию на происходящие события и своевременную выдачу управлений, а с другой стороны, позволить вычислительной системе выполнять сложные алгоритмы, приняты следующие принципы:

- циклический принцип обращения к диспетчеру ТОП для обеспечения быстрой реакции на события и своевременную выдачу управлений;
- последовательное использование принципа плавающей входной точки, обеспечивающего на каждом шаге правильную локализацию модуля, в котором производятся содержательные вычисления, и правильную локализацию вычислений внутри модуля;
- практическое отсутствие в модулях ТОП сколько-нибудь сложных арифметических вычислений (т.е. вычислений с плавающей точкой);
- локализация всех сложных арифметических вычислений в специализированных модулях, не содержащих, в свою очередь, сколько-нибудь сложных логических действий связанных с исполнением ТОП;
- возможность выполнения арифметических специализированных модулей по частям на каждом цикле, например, в режиме разделения времени.

Важным структурным решением является локализация логических действий в трёх модулях: логика конкретной ТОП, логика построения траектории, логика отработки траектории.

Приведен типовой состав модулей ТОП, обеспечивающий логику функционирования космического манипулятора, и структура, в которую они связаны. Описаны алгоритмы функционирования подсистемы ТОП в целом и основных ее модулей.

**Третья глава** посвящена разработке математической модели космического манипулятора. Модель состоит из трех основных компонентов: механической системы, системы приводов и системы управления (СУ). Сложным компонентом является механическая система. В работе ее звенья приняты абсолютно твердыми, а их упругие свойства, с необходимым обоснованием - в виде сосредоточенной упругости шарниров.

Уравнение механической системы, данное в виде уравнений Лагранжа 2-го рода

$$A(q, \xi)\ddot{q} + b(q, \dot{q}, \xi) = M, \quad (1)$$

представлено в удобном для программирования виде для всех коэффициентов:

$$\sum_{i=1}^n a_{0k}^i \ddot{q}_i + \sum_{i \leq j=1}^n a_{lk}^{ij} \dot{q}_i \dot{q}_j + a_{2k} = M_k \quad , \quad (2)$$

где 
$$a_{0k}^i = \sum_{l=\max(i,k)}^n \text{tr}(B_l^i H_l B_l^{k*}) = \sum_{l=\max(i,k)}^n \text{tr}(B_l^{k*} B_l^i H_l) = \sum_{l=\max(i,k)}^n h_l^{ik} \quad , \quad (3)$$

$$a_{lk}^{ij} = \sum_{l=\max(i,j,k)}^n \sigma_{ij} \text{tr}(B_l^{ij} H_l B_l^{k*}) = \sum_{l=\max(i,j,k)}^n \sigma_{ij} \text{tr}(B_l^{k*} B_l^{ij} H_l) = \sum_{l=\max(i,j,k)}^n \sigma_{ij} h_l^{ijk} \quad , \quad (4)$$

$$\begin{aligned} a_{2k} &= -\sum_{l=k}^n \text{tr}(B_l^k m_l g r_{c,l} \theta_3^*) = -\sum_{l=k}^n \text{tr}(B_l^k H_{l,*4} g \theta_3^*) = -\sum_{l=k}^n \text{tr}(B_l^k H_l \theta_4 g \theta_3^*) = \\ &= -\sum_{l=k}^n \text{tr}(g \Theta_{34} B_l^k H_l) = -\sum_{l=k}^n h_l^k \quad , \end{aligned} \quad (5)$$

$H_l$  -  $4 \times 4$ - матрица инерции  $l$ -го звена;  $B_l = A_1 A_2 \dots A_l$  -  $4 \times 4$  матрица преобразования координат из системы координат  $l$ -го звена в базовую систему координат;  $B_l^i = A_1 A_2 \dots D A_i \dots A_l$  - частная производная матрицы  $B_l$  по  $q_i$ ,  $B_l^{ij} = A_1 A_2 \dots D A_i \dots D A_j \dots A_l$  - смешанная частная производная  $B_l$  по  $q_i, q_j$ ;  $D = \left( (0,1,0,0)^*, (-1,0,0,0)^*, (0,0,0,0)^*, (0,0,0,0)^* \right)$  -  $4 \times 4$ - матрица;  $H_{l,*j}$  -  $j$ -ый столбец матрицы инерции  $H_l$   $l$ -го звена;  $g$  – ускорение свободного падения (= 0 в условиях космоса);  $\sigma_{ij} = 1$ , if  $i = j, 2$ , if  $i \neq j$ ;  $\theta_3 = (0,0,1,0)^*, \theta_4 = (0,0,0,1)^*, \Theta_{43} = \Theta_{34}^* = \theta_4 \theta_3^*$  -  $4 \times 4$ -матрица с единственным ненулевым элементом;  $M_k$  – обобщённая сила (как правило, момент) в  $k$ -ом шарнире,  $k=1, \dots, n$ .

Описание манипулятора на подвижном основании использует предложенный Медведевым В.С. и коллегами метод виртуальных звеньев, когда вся система орбитальный корабль+манипулятор+груз представлена условным  $n+6$  -звенным манипулятором, шесть первых звеньев которого представляют корабль, а  $n$  последних - собственно манипулятор.

Обобщенный типовой электропривод представлен системой уравнений:

$$\begin{aligned} v_y &= W_{K3,2}(p) W_{V,2}(p) \left[ W_{K3,1}(p) W_{V,1}(p) (v_{q1} - W_{TT}(p) \dot{\phi}) - W_T(p) i_y \right] v; \\ i_y &= \frac{1/R_y}{T_y p + 1} (v_y - c_e \dot{\phi}); \quad M_{\partial\phi} = c_M i_y; \\ M'_{\partial\phi} &= M_{\partial\phi} - M_y / i_{ред} - M_{\partial\phi,cm} - M_{\partial\phi,em} - M_{\partial\phi,c}; \quad \ddot{\phi} = \frac{M_{\partial\phi}}{J_{\partial\phi}}; \end{aligned} \quad (6)$$

$$M_y = \begin{cases} 0, & \text{если } |\phi/i_{ред} - q| \leq \sigma_r, \\ c_r (\phi/i_{ред} - q - \sigma_r), & \text{если } (\phi/i_{ред} - q) > \sigma_r, \\ c_r (\phi/i_{ред} - q + \sigma_r), & \text{если } (\phi/i_{ред} - q) < -\sigma_r, \end{cases} \quad M = M_y - M_{cm} - M_{em} - M_c.$$



Здесь  $v_{q1}$  - задающее скорость входное управляющее напряжение на привод;  $v_{я}$  - напряжение на входе двигателя;  $c_e = c_M$  - конструктивный коэффициент двигателя;  $R_{я}, L_{я}, T_{я} = R_{я}/L_{я}$  - сопротивление, индуктивность и постоянная времени якоря двигателя, соответственно;  $J_{об}, i_{я}$  - момент инерции и ток якоря двигателя;  $M_{об}$  - момент двигателя;  $M_{об,см}, M_{об,вм}, M_{об,с}, M'_{об}$  - моменты сухого, вязкого трения, дополнительный момент сопротивления и скорректированный момент двигателя, соответственно;  $c_r, \sigma_r, i_{ред}$  - упругость, люфт и передаточное отношение редуктора, соответственно;  $M_y$  - упругий момент в редукторе;  $M_{вм}, M_{см}, M_c, M$  - моменты сухого, вязкого трения, дополнительный момент сопротивления от других факторов и выходной момент редуктора, соответственно.

Для типового электропривода с двигателем постоянного тока с независимым возбуждением корректирующие звенья обычно имеют вид:

$$W_{КЗ,1}(p) = \frac{k_{-1}}{p} + k_0 + k_1 p \text{ (ПИД-регулятор),}$$

$$W_{V,1}(p) = k_{V,1}, \quad W_{K,2}(p) = W_{V,2}(p) = 1, \quad W_T(p) = 0, \quad W_{ТГ}(p) = \frac{k_{m2}}{T_{m2} p + 1}. \quad (7)$$

Подробно были исследованы, в том числе на натурном образце, приводы СБМ, которые имеют следующие особенности:

- последовательное корректирующее звено имеет большую постоянную времени  $T_1 = 0.53$  :

$$W_{КЗ,1}(p) = \frac{T_2 p + 1}{(T_1 p + 1)(T_3 p + 1)}, \quad (8)$$

- нелинейное корректирующее звено токовой обратной связи  $W_T(p)$  ограничивает ток величиной, определяемой  $v_T$  (или момент -  $v_M = c_M v_T$ ).

Для синтеза стабилизирующего управления использовалась упрощенная линеаризованная модель, получающаяся гармонической линеаризацией коэффициентом  $k_c$  главной нелинейности ограничения момента:

$$v_{я} = \frac{T_2 p + 1}{(T_1 p + 1)(T_3 p + 1)(T_{я} p + 1)} (v_{q1} - v_{m2}), \quad v_{m2} = \left( \frac{k_{m2}}{T_{m2} p + 1} + \frac{c_e}{k_{y,\Sigma}} \right) i_{ред} \dot{q}, \quad (9)$$

$$\dot{q} = (M/J_{\Sigma}) p, \quad M = i_{ред} k_{\Sigma,2} v_{я},$$

где  $k_{\Sigma,2} = k_{\Sigma} k_c$  - суммарный коэффициент усиления, полученный с учетом гармонической линеаризации,  $k_{\Sigma} = k_{y,\Sigma} c_M i_{ред} / R_{я}$  - суммарный коэффициент передачи момента,  $k_c$  - коэффициент гармонической линеаризации для нелинейности типа насыщение.

В модели СУ использовались алгоритмы управления из главы 4, среди которых помимо программной реализации отдельных алгоритмов управления использовалось реальное технологическое (нештатное) ПО космических манипуляторов СБМ и DORES.

Для получения модели реального времени применялся ряд приемов:

- вычисление различных переменных модели со своими периодами, большими шага численного интегрирования – иногда намного большими;
- вычисление ряда сложных величин, например, коэффициентов уравнений Лагранжа в режиме разделения времени или его имитации;
- использование крайне эффективного алгоритма вычисления коэффициентов уравнений Лагранжа;
- вычисление коэффициентов уравнений Лагранжа с учетом соотношений симметрии;
- выбор сосредоточенной модели упругости.

Ввиду сложности выражения для коэффициентов уравнений Лагранжа потребовалось разработать более эффективные алгоритмы их расчета с числом операций

$$k_{coef}^+ = \frac{11}{24}n^4 + 8\frac{11}{12}n^3 + 44\frac{1}{24}n^2 + 57\frac{7}{12}n \quad \text{сложений} \quad \text{и} \quad k_{coef}^\times = \frac{1}{2}n^4 + 11n^3 + 61\frac{1}{2}n^2 + 87n$$

умножений вместо обычных  $k_{coef}^+ = \frac{98}{3}n^4 + \frac{781}{6}n^3 + \frac{559}{3}n^2 + \frac{245}{6}n$  сложений и

$$k_{coef}^\times = \frac{128}{3}n^4 + \frac{512}{3}n^3 + \frac{739}{3}n^2 + \frac{160}{3}n \quad \text{умножений} \quad (\text{для } n=6: 4451 \text{ сложение и } 5760$$

умножений вместо 77407 сложений и 101348 умножений, соответственно).

Такие величины удалось получить благодаря эффективному алгоритму вычисления величин  $h_i^k, h_i^{ik}, h_i^{ijk}$  из формул (3)-(5), использующему рекуррентное вычисление матриц

$B_{i+1}, B_{i+1}^{i+1}, B_{i+1}^{i+1,i+1}, B_{i+1}^j, B_{i+1}^{j,i+1}, B_{i+1}^{j,p}$  по формулам:

$$\begin{aligned} B_0 &= E, \quad B_{i+1} = B_i A_{i+1}, \quad B_{i+1}^{i+1} = B_i D A_{i+1}, \quad B_{i+1}^{i+1,i+1} = B_i D^2 A_{i+1}, \\ B_{i+1}^j &= B_i^j A_{i+1}, \quad B_{i+1}^{j,i+1} = B_i^j D A_{i+1}, \quad B_{i+1}^{j,p} = B_i^{j,p} A_{i+1}, \quad i = 0, n; \quad j = 1, n-1; \quad p = j, i; \end{aligned} \quad (10)$$

и предложенным специализированным процедурам явного вычисления произведений матриц и их следов с большим количеством нулей, наконец, симметрии коэффициентов, что представляет собой известный результат, новое короткое доказательство которого получено.

### **Теорема.**

Для коэффициентов уравнений (2)-(5) имеют место соотношения симметрии:

$$h_i^{ik} = h_i^{ki}; \quad i, k = 1, \dots, l; \quad l = 1, n; \quad a_{0k}^i = a_{0i}^k; \quad i, k = 1, \dots, n; \quad (11)$$

$$h_i^{ijk} = h_i^{jik} = -h_i^{ikj}; \quad l = 1, \dots, n; \quad i, j, k = 1, \dots, l; \quad i \leq j \leq k; \quad a_{1k}^{ij} = -a_{1j}^{ik}; \quad i, j, k = 1, n; \quad i \leq j \leq k.$$

**В четвертой главе** исследуются алгоритмы управления космическими манипуляторами. Для обеспечения надежности движения выполняются с построением программной траектории и перед началом движения проверяется отсутствие столкновений манипулятора с препятствиями. Траектории строятся в пространстве обобщенных координат  $Q^n$  с обеспечением субоптимальности по быстродействию и с соблюдением ограничений по обобщенным и декартовым скоростям и моментам в шарнирах.

Задача ставится так: необходимо построить

$$q(t) \in C^2([0, T]), \quad q(0) = q^0, \quad q(T) = q^T, \quad q^0, q^T \in Q^n, \quad (12)$$

при наличии следующих ограничений

$$|\dot{q}_i| \leq \dot{q}_{\max, i}, \quad \|\dot{p}(q)\| \leq \dot{p}_{\max}, \quad |M_i| \leq M_{\max, i}, \quad i=1, n, \quad (13)$$

Условие гладкости траектории обеспечивает непрерывность изменения моментов в шарнирах для уменьшения вызываемых упругостью конструкции манипулятора колебаний.

Построение траектории состоит из следующих этапов:

1. Вводится евклидова метрика в пространстве обобщенных координат  $Q^n$ :  $d\tilde{s} = \sqrt{\sum_{i=1}^n dq_i^2}$ , где  $d\tilde{s}, dq_i, i=1, n$ , - элементы длины и обобщенных координат, соответственно, и выбирается в качестве геометрической траектории соединяющая точки  $q^0, q^T \in Q^n$  прямая в  $Q^n$  в этой метрике:

$$q(\tilde{s}) = q^0 + \frac{q^T - q^0}{\|\Delta q\|} \tilde{s}, \quad \tilde{s} \in [0, S], \quad \text{где } \|\Delta q\| = S = \sqrt{\sum_{i=1}^n (q_i^T - q_i^0)^2} \text{ - длина всей прямой.} \quad (14)$$

2. Принимается трапецевидный закон изменения скорости  $\tilde{s}(t)$  на прямой: разгон с постоянным ускорением  $q_t^2$ , движение с постоянной скоростью  $q_t^1$ , торможение с постоянным ускорением  $-q_t^2$ , а затем трапеция сглаживается пропусканием  $\tilde{s}(t)$  через апериодическое звено с постоянной времени  $T_s$ :

$$\dot{s} = W_s(p)\tilde{s} = \frac{1}{T_s p + 1} \tilde{s}. \quad (15)$$

3. Начальные значения  $q_t = (q_t^2, q_t^1, -q_t^2)$  задаются, исходя из значений максимальных скоростей шарниров и схвата манипулятора  $\dot{q}_{\max, i}, \dot{p}_{\max} = v_{\max}, i=1, n$ , в пространствах обобщенных и декартовых координат  $Q^n, R^3$  и ускорений  $\ddot{q}_{\max, i}$  в  $Q^n$ , оцениваемых с помощью суммарных приведенных моментов инерции манипулятора  $J_{M, \Sigma, i}$ :

$$q_i^1 = \frac{\|\Delta q\|}{t_q^1}; \quad t_q^1 = \max_{i=1,n} \{t_{q,i}^1, t_p^1\}; \quad t_{q,i}^1 = \frac{\Delta q_i}{\dot{q}_{\max,i}}; \quad t_p^1 = \frac{\|\Delta p\|}{\dot{p}_{\max}}; \quad (16)$$

$$q_i^2 = \frac{q_i^1}{t_q^2}; \quad t_q^2 = \max_{i=1,n} \{t_{q,i}^2\}; \quad t_{q,i}^2 = \frac{\dot{q}_{p,i}}{\ddot{q}_{\max,i}}; \quad \dot{q}_{p,i} = \frac{\Delta q_i}{t_q^1}; \quad \ddot{q}_{\max,i} = \frac{M_{\max,i}}{J_{M,\Sigma,i}}. \quad (17)$$

4. Траектория разбивается на некоторое число узлов  $s^j = s^j(t^j)$ ,  $j=1, n_p$ , например, равномерно по параметру  $t$  и получается множество узловых точек со значениями скоростей и ускорений в них

$$q^j(s) = q^0 + \frac{\Delta q}{\|\Delta q\|} s^j, \quad \dot{q}^j(s) = \frac{\Delta q}{\|\Delta q\|} \dot{s}^j, \quad \ddot{q}^j(s) = \frac{\Delta q}{\|\Delta q\|} \ddot{s}^j, \quad j=1, n_p. \quad (18)$$

5. Величины  $q_i^1, q_i^2$  корректируются для соблюдения значений максимальных скоростей  $\dot{q}_{\max,i}$ ,  $\dot{p}_{\max}$  и моментов в шарнирах  $M_{\max,i}$ ,  $i=1, n$ , и минимизации времени движения по траектории. После этого процедура построения повторяется с новыми  $q_i^1, q_i^2$ .

Алгоритмы отслеживания траекторий основаны на учете динамики манипулятора согласно уравнению (1) путем формирования необходимых моментов в его шарнирах с помощью основанного на концепции обратных задач динамики предложенного А.В. Тимофеевым нелинейного стабилизирующего алгоритма управления:

$$M_s = A(q, \xi)[\ddot{q}_p + \Gamma_1 \Delta \dot{q} + \Gamma_0 \Delta q] + b(q, \dot{q}, \xi) + M_m, \quad (19)$$

где  $\Gamma_0$  и  $\Gamma_1$  -  $n \times n$ -устойчивые матрицы коэффициентов усиления динамической ошибки  $\Delta q = q(t) - q_p(t)$  и ее скорости  $\Delta \dot{q} = \dot{q}(t) - \dot{q}_p(t)$ ;  $b(q, \dot{q}, \xi)$  -  $n$ -вектор,  $M_m = M_{ct} + M_{vt}$  - момент трения, состоящий из сухого и вязкого трения.

В случае векторного управляющего сигнала на приводы манипулятора  $v = (v_q, v_{q1}, v_M)$ , где  $v_q, v_{q1}, v_M$  - управляющие сигналы положения, скорости и момента (тока), выбираем  $v_M = M_s$  - стабилизирующий момент согласно (19), Для двух других сигналов можно выбрать их программные значения:  $v_q = q_p, v_{q1} = \dot{q}_p$ , что приводит к алгоритму управления

$$v = (v_q, v_{q1}, v_M) = (q_p, \dot{q}_p, M_s). \quad (20)$$

Именно такой алгоритм довольно успешно применялся для манипулятора DORES. Однако в случаях скалярного (например,  $v = v_q$ ) или неполного векторного управления (например, в случае СБМ  $v = (v_q, v_M)$ ), такой выбор не является удачным. Как показано в экспериментах главы 5, в случае СБМ траектория отслеживается, но со скоростью в 2-3 раза меньше программной при значительных отклонениях от геометрической кривой траектории.

Намного более удачным является вычисление  $v_q$  с использованием передаточной функции  $W_{q1,M}(p)$  от  $v_M$  к  $v_{q1}$  и дальнейшим переходом от  $v_{q1}$  к  $v_q$ , полученной на основе функциональной или линеаризованной (формулы (9))моделей привода. В случае СБМ

$$v_{q1} = c_q(v_q - q) \text{ и } W_{q1,M}(p) = \frac{(T_1 p + 1)J_{M,\Sigma} p + k_{\Sigma,z}(T_2 p + 1)i_{ред}k_{mz}}{k_{\Sigma,z}(T_2 p + 1)J_{M,\Sigma} p}. \quad (21)$$

Откуда получаем точный (22) и приближенный (23) алгоритмы для  $v_q$ :

$$v_q = q + \frac{W_{q1,M}(p)M_s}{c_q} = q + \frac{W_{q1,M}(p)\{A(q, \xi)[\ddot{q}_p + \Gamma_1 \Delta \dot{q} + \Gamma_0 \Delta q] + b(q, \dot{q}, \xi) + M_m\}}{c_q}, \quad (22)$$

$$\begin{aligned} v_q &= q_p + \left( \frac{J_{M,\Sigma}}{c_q k_{\Sigma,z}} \right) \ddot{q}_p - \left( \frac{J_{M,\Sigma} \Gamma_0}{c_q k_{\Sigma,z}} + \frac{i_{ред} k_{mz} \Gamma_0}{c_q} - 1 \right) \Delta q - \left( \frac{i_{ред} k_{mz} \Gamma_1}{c_q} \right) \Delta \dot{q} + \\ &+ \left( \frac{J_{M,\Sigma} c_{em}}{c_q k_{\Sigma,z}} + \frac{i_{ред} k_{mz}}{c_q} \right) \dot{q} + \frac{c_{cm}}{c_q k_{\Sigma,z}} \text{sign}(\dot{q}) = \\ &= q_p + c_{q2} \ddot{q}_p + c_{\Delta q1} \Delta \dot{q} + c_{\Delta q0} \Delta q + c_{q1} \dot{q} + c_{q,cm} \text{sign}(\dot{q}). \end{aligned} \quad (23)$$

Стыковка осуществляется вдоль оси стыковки, проходящей через точку  $z^p = (p^p, f^p, g^p)$  стыковки, в которой должна быть создана сила  $F_+$  и момент  $M_+$ . Для этого строится проходимая со скоростью  $v_F$  прямолинейная программная траектория из начальной точки  $z^0 = (p^0, f^0, g^0)$  на оси стыковки в целевую точку  $z^T = (p^T, f^T, g^T)$  симметричную  $z^0$  относительно  $z^p = (p^p, f^p, g^p)$ , а далее работает алгоритм (19)-(23):

$$\begin{aligned} p^0 &= p^p - \frac{F_+}{|F_+|} r_F, \quad f^0 = f^p - W f^p \alpha_M, \quad g^0 = g^p - W g^p \alpha_M, \quad q^0 = \Phi^{-1}(z^0, q^p), \\ W &= \begin{bmatrix} 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix}, \quad \omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^* = \frac{M_+}{|M_+|}, \quad z^T = z^0 + 2(z^p - z^0). \end{aligned} \quad (24)$$

Здесь  $r_F, \alpha_M, v_F$  - параметры операции, от которых зависит развиваемое манипулятором усилие в точке стыковки.

**В пятой главе** приведены результаты исследований алгоритмов управления, проведенных на математических моделях. Описывается программная реализация в системе программирования Borland C 3.1 описанной в главе 3 математической модели манипулятора. Приводится состав и структура пакета программ. Подробно описываются отдельные модули и их взаимодействие.

Головной модуль DISPATCH осуществляет общее управление функционированием программы, состоящей из двух основных частей: модели. MODEL и управления CONTROL.

Моделирование манипулятора заключалось в численном интегрировании приведенной к нормальной форме системы обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\dot{\tilde{q}}_1 = \tilde{q}_2, \quad \dot{\tilde{q}}_2 = A^{-1}(\tilde{q}_1)[M - b(\tilde{q}_1, \tilde{q}_2)], \quad (25)$$

где  $\tilde{q} = (\tilde{q}_1, \tilde{q}_2)^* = (q, \dot{q})^* = (q_1, \dots, q_n, \dot{q}_1, \dots, \dot{q}_n)^*$  - вектор фазовых координат.

Для интегрирования использовались реализованные модулем INTEGRATE метод Эйлера и классический метод Рунге-Кутты 4-го порядка. Модуль FCT реализует вычисление правых частей уравнения (25), а BEGINT инициализирует переменные интегрирования.

Основными подмодулями FCT являются:

- COEF - вычисление коэффициентов уравнений Лагранжа (см. формулы (2)–(5)), используемый как в модели так и при управлении;
- MOMEN – формирование моментов в шарнирах манипулятора для уравнения (1) или (2);
- PRIV - модель привода робота (см., например, формулы (6)- (8));
- AMINV - стандартная процедура обращения симметричной матрицы  $A$  при ускорениях.

Модуль системы управления движением (СУД) CONTROL используется в реальных манипуляторах и содержит основные подмодули:

- LOGFUN - логика функционирования технологических операций;
- STRT – модуль построения траекторий;
- TRR - модуль отслеживания траекторий, т.е. формирование управлений;
- TRC – модуль вычисления коэффициентов в алгоритмах управления, включая подмодуль COEF, выполняемый, возможно, с другими параметрами, чем в модели.

Были проведены следующие эксперименты:

- задание параметров основных ТОП и цепочек ТОП для проверки эффективности разработанного принципа построения супервизорной СУ;
- задание различных целевых точек и параметров движения (скоростей, максимальных моментов и т.п.) для проверки эффективности алгоритма построения траектории;
- отслеживание построенной траектории с помощью реализованного алгоритма с учетом динамики и сравнение его со стандартным ПИД управлением и исследование влияния параметров алгоритма управления (матриц  $\Gamma$ , коэффициентов  $c$  из формул (19), (23)).

В целом приведено 27 экспериментов, отраженных в сводной таблице, включающей условия и параметры экспериментов и характеристики качества отслеживания траекторий. Большинство экспериментов проиллюстрированы графиками поведения динамических ошибок углов и декартовых координат и расстояния до траектории или других величин.

Полученные в результате моделирования значения  $(\Gamma_0, \Gamma_1) = (-1, -2)$ ,  $c_{q\Sigma} = (c_{q2}, c_{\Delta q1}, c_{\Delta q}, c_{q1}, c_{cm}) = (1, -40, -25, 8, 0.001)$  коэффициентов алгоритма управления (19), (23) оказались близки к теоретическим полученным значениям  $(\Gamma_0, \Gamma_1) = (-1, -2)$ ,  $c_{q\Sigma} = (c_{q2}, c_{\Delta q1}, c_{\Delta q}, c_{q1}, c_{cm}) \approx (1.25, -21.5, -20, 10, 0.002)$ .

Основным научным результатом математического моделирования можно считать обоснование существенно более высокого качества алгоритма управления с учетом динамики манипулятора (19), (20), (23) по сравнению с традиционными позиционными алгоритмами. В случае СБМ удалось достигнуть динамических ошибок углов равных  $0.003 \text{ рад}$  и схвата  $0.07 \text{ м}$ , практически равных погрешностям датчиков:  $0.0015 \text{ рад}$  и  $0.05 \text{ м}$ . В то время как алгоритмы без учета динамики имели динамическую ошибку схвата  $0.24 \text{ м}$  и отклонение от траектории  $0.14 \text{ м}$ , превышавшее требование технического задания в  $0.1 \text{ м}$ .

**В шестой главе** описаны исследования натуральных образцов космических манипуляторов СБМ и DORES. Предложенные выше алгоритмы супервизорного управления этих манипуляторов были исследованы и прошли отработку в ходе различных испытаний в процессе создания системы бортовых манипуляторов (СБМ) МКС «Буран» и космического манипулятора DORES, созданного в ЦНИИ РТК в рамках проекта международного научно-технического центра (МНТЦ) с куратором фирмой Daimler Aero Space Association (DASA).

Для испытаний манипулятора СБМ использовались пространственный динамический стенд, обеспечивающий высокое качество обезвешивания СБМ в трехмерном пространстве при бесконтактных движениях, и плоскостной стенд, служивший для адекватной отработки динамики движения по траектории и стыковочных операций СБМ.

На пространственном стенде были отработаны логика функционирования отдельных операций и штатная программа работы СБМ по выводу блока научной аппаратуры (БНА) из отсека полезного груза (ОПГ) и стыковки его с андрогинно-периферийным аппаратом стыковки (АПАС) во 2-ом полете МКС «Буран», а также программа управления СБМ из Италии (г. Турин) по Интернету в ходе уникального демонстрационного эксперимента.

На плоскостном стенде проводились приемо-сдаточные испытания (ПСИ) ПО СБМ и исследования динамики установки полезного груза на замки в отсеке МКС «Буран» и стыковка с АПАС, являвшимся стандартным приемным узлом орбитальной станции «Мир».

Требовалась динамическая точность движения в  $0.1 \text{ м}$  по прямолинейной траектории, сильно осложненная необходимостью силового воздействия на замки АПАС в конце операции. Как и при математическом моделировании исследования показали необходимость

учета динамики манипулятора в алгоритмах управления: только так удалось добиться необходимой точности в  $0.1$  м по положению и  $6^\circ$  по углу и осуществить стыковку груза.

Исследования на стенде манипулятора DORES показали, что даже в условиях поля силы тяжести как сам манипулятор, так и его СУ позволяют осуществить выполнение разнообразных операций с точностью  $0.005-0.015$  м, в зависимости от траектории.

**В заключении** сформулированы основные результаты работы и сделаны главные выводы. К ним относится как общий конечный результат создание и отработка методики разработки систем супервизорного управления космических манипуляторов.

**В приложении** приведены тексты разработанных программ математической модели и супервизорной СУ манипулятора, а также акты внедрения разработанных алгоритмов в создание ПО СБМ МКС «Буран» и ПО DORES.

## **ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ**

1. Разработана и апробирована на проектах реальных космических манипуляторов методика структурного синтеза систем супервизорного управления космических манипуляторов и разработки их алгоритмов управления и программного обеспечения.
2. Разработаны комплексная математическая и компьютерная реального времени модели типовых космических манипуляторов с учетом динамики их механической системы и приводов.
3. Предложены принципы построения, состав и структура типовой супервизорной СУ на основе понятия «технологические операции» (ТОП) и разработаны основные алгоритмы СУ: диспетчера ТОП, построения и отслеживания траекторий.
4. Разработаны субоптимальные алгоритмы построения траекторий в пространствах обобщенных и декартовых координат на основе критерия быстродействия с учетом динамических ограничений.
5. Разработаны алгоритмы отслеживания траекторий с учетом динамики, манипулятора, основанные на эффективных алгоритмах расчета коэффициентов уравнений Лагранжа.
6. Проведены экспериментальные исследования на математических моделях и стендах, позволившие оценить влияние параметров космического манипулятора, в том числе параметров СУ, на его функционирование и динамику в стендовых и реальных условиях.
7. Разработанные алгоритмы и технологические программы супервизорной системы управления движением включены в состав реальных космических манипуляторов СБМ МКС «Буран» и DORES, где прошли полный цикл лабораторных и приемо-сдаточных испытаний и не имеют аналогов, по крайней мере, в отечественной робототехнике.



8. Указанные результаты могут быть применены при создании манипуляторов и роботов другого назначения и базирования.

**Основные положения диссертации опубликованы в работах:**

1. Козлов В.В., Макарычев В.П., Шишлов А.В. Алгоритмическое и программное обеспечение имитационного моделирования движений автоматических манипуляторов // Робототехнические системы в отраслях народного хозяйства. Тезисы докладов 2-го Всесоюзного совещания по робототехническим системам, ч.3. – Минск: 1981, с. 125-126.
2. Козлов В.В., Макарычев В.П., Шишлов А.В. Пакет программ для моделирования на ЭВМ динамики промышленных роботов // Промышленные роботы, №3. - Л.: Машиностроение, 1982, с.49-55.
3. Динамика управления роботами / Козлов В.В., Макарычев В.П., Тимофеев А.В., Юревич Е.И. Под ред. Юревича Е.И. - М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1984.-336 с.
4. Макарычев В.П. Разработка системы построения и отслеживания траекторий многофункциональным антропоморфным манипулятором // Первая всесоюзная школа-семинар молодых специалистов и ученых «Современное состояние теории и разработки программного обеспечения СУ с ЭВМ», Самарканд. Тез. док. – М: ГОНТИ, 1990, с. 79-80.
5. Половко С.А., Макарычев В.П., Ступин К.Н., Хачатуров Г.А. Опыт разработки математического обеспечения многофункционального манипулятора // Научно-техническая конференция «Роботы и манипуляторы в экстремальных условиях». Материалы конференции. - СПб, 1992, с. 20-22.
6. Макарычев В.П., Половко С.А., Ступин К.Н. Математическое обеспечение системы управления манипуляторов космического корабля «Буран» // Робототехника и техническая кибернетика. Сборник научных трудов. - СПб: СПбГТУ, 1993, с. 75-80.
7. Макарычев В.П., Пащенко Б.И., Половко С.А., Сукачев М.А. Перспективные алгоритмы управления системой обезвешивания для исследования космических манипуляторов // Робототехника и техническая кибернетика. - СПб: СПбГТУ, 1993, с. 90-94.
8. Макарычев В.П., Архипов В.Д., Байбус И.Г., Майрансаев Е.А., Сукачев М.А. Математическое моделирование системы бортовых манипуляторов корабля «Буран» в реальном времени // Робототехника и техническая кибернетика. Сборник научных трудов.– СПб: СПбГТУ, 1993, с. 80-85.
9. Андрианов Ю.Д., Макарычев В.П., Половко С.А., Романовский Р.А. Перспективы развития комплексного испытательного стенда космических робототехнических систем // V научно-техническая конференция «Роботы и автоматизированные системы управления технологическими процессами». - СПб: СПбГТУ, 1995, с. 43-45.

10. Игнатова Е.И., Макарычев В.П., Юревич Е.И. Особенности математического моделирования манипуляторов // Вычислительные, измерительные и управляющие системы. Сб. научных трудов. Труды СПбГТУ, № 452. - СПб: СПбГТУ, 1995, с. 65-69.
11. Макарычев В.П. Алгоритмы контурного и силового управления манипулятором // VI Научно-техническая конференция «Робототехника для экстремальных условий». Материалы конференции. - СПб: СПбГТУ, 1996, с. 207-217.
12. Makarychev V.P.. The Software Construction Principle Adaptive with Technical Visual Robot Control System // 6<sup>th</sup> Saint Petersburg Symposium on Adaptive Systems Theory (SPAS'99). Proceedings. Volume 1 of 2. September 7-9, 1999, Saint Petersburg, Russia. pp.139-142.
13. В.А.Леонтьев, В.П.Макарычев, О.А.Матюшкина-Герке, С.А.Половко. Создание и применение математических моделей робототехнических систем // Робототехника и техническая кибернетика. Сборник научных трудов. - СПб: СПбГТУ, 1999, с.32-36.
14. Макарычев В.П. Алгоритм управления сварочным роботом // Робототехника и техническая кибернетика. Сб. науч. тр. - СПб.: СПбГПУ, 2003, с. 59-68.
15. Макарычев В.П. Исследование динамики и разработка системы программного управления тросовой разгрузкой приводов космического манипулятора // Робототехника и техническая кибернетика. Сб. науч. тр. - СПб.: СПбГПУ, 2003, с. 68-75.
16. Макарычев В.П. Методы управления космическими роботами // «Искусственный Интеллект», № 4, 2003 г., с. 140-147.
17. Макарычев В.П. Методы интеллектуального управления космическими роботами // Материалы 4-ой международной научно-технической конференции «Интеллектуальные и многопроцессорные системы», Геленджик-2003, стр. 224-227.
18. Макарычев В.П. Исследование алгоритмов управления роботами с учетом динамики для повышения качества контурного управления // Мехатроника, автоматизация, управление. Труды первой Всероссийской научно-технической конференции с международным участием. – М.: Новые технологии, 2004, с. 261-264.
19. Макарычев В.П. Методы повышения качества контурного управления манипуляторами // Актуальные проблемы защиты и безопасности. Экстремальная робототехника. Труды Седьмой Всероссийской научно-практической конференции. Том 4. – Санкт-Петербург: Изд-во НПО Специальных материалов, 2004, с. 266-273.
20. Макарычев В.П. Методы построения систем управления движением космических манипуляторов // Актуальные проблемы защиты и безопасности. Экстремальная робототехника. Труды Седьмой Всероссийской научно-практической конференции. Том 4. – Санкт-Петербург: Изд-во НПО Специальных материалов, 2004, с. 259-266.