

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ

№ 11 (128)

ноябрь

2011

Редакционный совет:

КУЗНЕЦОВ Н. А.
МАКАРОВ И. М.
МАТВЕЕНКО А. М.
ПЕШЕХОНОВ В. Г.
СОЛОМЕНЦЕВ Ю. М.
ФЕДОРОВ И. Б.

Главный редактор:

ТЕРЯЕВ Е. Д.

Заместители гл. редактора:

ПОДУРАЕВ Ю. В.
ПУТОВ В. В.
ЮЩЕНКО А. С.

Выпускающий редактор:

ФИЛИМОНОВ Н. Б.

Ответственный секретарь:

ПЕТРИН К. В.

Редакционная коллегия:

АЛЕКСАНДРОВ В. В.
АНТОНОВ Б. И.
АРШАНСКИЙ М. М.
БОГАЧЕВ Ю. П.
БУКОВ В. Н.
ВИТТИХ В. А.
ВОСТРИКОВ А. С.
ГРАДЕЦКИЙ В. Г.
ГОЛУБЯТНИКОВ И. В.
ИВЧЕНКО В. Д.
ИЛЬЯСОВ Б. Г.
КАЛЯЕВ И. А.
КОЛОСОВ О. С.
КОРОСТЕЛЕВ В. Ф.
КРАСНЕВСКИЙ Л. Г.
КУЗЬМИН Н. Н.
ЛЕБЕДЕВ Г. Н.
ЛЕОНОВ Г. А.
ЛЁВИН Б. А.
ЛОХИН В. М.
НОРЕНКОВ И. П.
ПАВЛОВСКИЙ В. Е.
ПРОХОРОВ Н. Л.
РАПОПОРТ Э. Я.
РАЧКОВ М. Ю.
РЕЗЧИКОВ А. Ф.
СЕБРЯКОВ Г. Г.
СИГОВ А. С.
СИРОТКИН О. С.
СОЙФЕР В. А.
ТИМОФЕЕВ А. В.
ФИЛАРЕТОВ В. Ф.
ФУРСОВ В. А.
ХИМЕНКО В. И.
ЮРЕВИЧ Е. И.
ЮСУПОВ Р. М.

Редакция:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.
ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.
ЧГУНОВА А. В.

СОДЕРЖАНИЕ

ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ МГТУ "СТАНКИН" В ОБЛАСТИ МЕХАТРОНИКИ И РОБОТОТЕХНИКИ

- Григорьев С. Н., Кузовкин В. А., Филатов В. В.** Имитационное моделирование асинхронного электропривода станков 2
- Балковой А. П., Цаценкин В. К., Яковлев С. Ф., Костин А. В.** Актуальные вопросы создания отечественных линейных электроприводов на современной элементной базе 7
- Илюхин Ю. В., Арфибян С. А.** Быстродействующие электропневматические приводы массивных объектов с дискретным компьютерным управлением 11
- Подураев Ю. В., Илюхин Ю. В., Яковлев С. Ф., Возжинский А. В.** Основные аспекты создания отечественных робототехнических комплексов лазерной сварки с адаптивной системой управления 18
- Фархатдинов И. Г., Подураев Ю. В.** Об устойчивости системы двустороннего действия в дистанционном управлении мобильным роботом 22
- Градецкий В. Г., Ермолов И. Л., Князьков М. М., Собольников С. А.** Построение подвижных коммуникационных сетей на базе наземных автономных мобильных роботов 27
- Зеленский А. А., Подураев Ю. В., Бондарь Д. В.** Подход к исследованию неравномерно распределенного множества интерполяционных узлов для неортогональных мехатронных модулей контурной обработки материалов 33
- Мартинев Г. М., Нежметдинов Р. А., Рыбников С. В., Кулиев А. У.** Организация распределенного управления станком гидроабразивной резки с ЧПУ 35
- Егоров О. Д.** Проектирование интегрированных мехатронных модулей 39
- Козак Н. В., Мартинова Л. И., Савинов К. А., Дубровин И. А.** Построение гетерогенной распределенной компьютерной системы управления для высокотехнологичных децентрализованных производств на основе web-технологий 44

Журнал в журнале

"УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА В АВИАКОСМИЧЕСКИХ И МОРСКИХ СИСТЕМАХ"

- Корсун О. Н., Лещенко И. А., Немичев М. В.** Математическое моделирование переходных процессов в авиационном газотурбинном двигателе 50
- Солдаткин В. В.** Анализ погрешностей системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта 55
- Девятисильный А. С., Числов К. А.** Модели интеграции инерциальной, спутниковой и астронавигационной систем 64
- Заведеев А. И., Ковалев А. Ю.** Построение бортовой системы управления космического аппарата повышенной надежности на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики 67
- Contents** 71

Журнал входит в Перечень периодических изданий, рекомендованных ВАК РФ для публикации основных результатов диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук; журнал включен в систему Российского индекса научного цитирования

Информация о журнале доступна по сети Internet по адресу:
<http://novtex.ru/mech>, e-mail: mec@novtex.ru

ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ МГТУ "СТАНКИН" В ОБЛАСТИ МЕХАТРОНИКИ И РОБОТОТЕХНИКИ

УДК 621.313.333.001.57

С. Н. Григорьев, д-р техн. наук, ректор,
В. А. Кузовкин, д-р техн. наук, проф.,
В. В. Филатов, канд. техн. наук, зав. кафедрой,
vfilatov45@mail.ru,
Московский государственный
технологический университет "СТАНКИН"

Имитационное моделирование асинхронного электропривода станков

Рассматривается технология построения имитационной модели асинхронного электропривода металлообрабатывающих станков. Приведены схема имитационной модели асинхронного электропривода в программной среде MultiSim и результаты моделирования.

Ключевые слова: асинхронный электропривод, металлообрабатывающий станок, управление, моделирование

Основными показателями совершенствования металлообрабатывающего оборудования являются: повышение точности формообразования и скорости обработки, увеличение надежности и уменьшение потребления электроэнергии, в основном расходуемой в системах электроприводов [1, 2]. Электроприводы главного движения и подачи, от характеристик которых зависят режимы резания, а также скорость перемещения и точность позиционирования инструмента и обрабатываемой детали, реализовывались на базе коллекторных двигателей постоянного тока, удовлетворяющих всем необходимым параметрам. Их основным недостатком является низкая надежность щеточно-коллекторного узла и высокий уровень создаваемых им электромагнитных помех.

Достижения силовой электроники и микропроцессорных систем управления позволили начать применение синхронных вентильных электродвигателей в приводах подачи и асинхронных двигателей (АД) в приводах главного движения. АД с короткозамкнутой обмоткой на роторе представляет собой

один из самых надежных двигателей и имеет меньшие по сравнению с двигателями постоянного тока массогабаритные показатели и стоимость при той же мощности. Главным препятствием на пути его использования в станочном электроприводе является сложность управления угловой скоростью. Теория частотного управления АД, основанная на регулировании угловой скорости посредством одно-временного изменения частоты и напряжения питания статорных обмоток, была создана в середине прошлого столетия [3].

Анализ сложных электромеханических процессов в многофазном асинхронном электродвигателе было предложено выполнять посредством пространственно-временного преобразования системы координат для сведения системы уравнений большой размерности к эквивалентной системе второго порядка, которая описывает эквивалентный двухфазный двигатель, называемый обобщенной электрической машиной. Это послужило теоретическим обоснованием применения к асинхронным электроприводам разработанных способов управления электроприводами постоянного тока. На основании теории обобщенной электрической машины был предложен так называемый векторный метод управления электродвигателями переменного тока, заключающийся в использовании модели (наблюдателя), связывающей электромагнитный момент и другие переменные состояния с входными величинами, т. е. с токами и напряжениями обмоток статора [4]. Таким образом, была обоснована теоретическая возможность управления переменными состояниями электромеханического преобразователя посредством изменения входных величин, доступных для измерения, т. е. наблюдаемых.

Оснащенные силовым преобразователем частоты (ПЧ) с цифровым управлением надежные АД позволили получить скоростные и нагрузочные характеристики не хуже, чем у привода постоянного тока. Трудности реализации асинхронного электропривода (АЭП) главного движения заключаются в необходимости обеспечения весьма большого диапазона изменения угловой скорости $\Omega_{\max}/\Omega_{\min} \approx 10\ 000$ и поддержания неизменности режима при значительной вариации нагрузочного момента.

В структуре асинхронного электропривода можно выделить функциональные блоки, предназначенные для преобразования энергетических и информационных потоков (рис. 1).

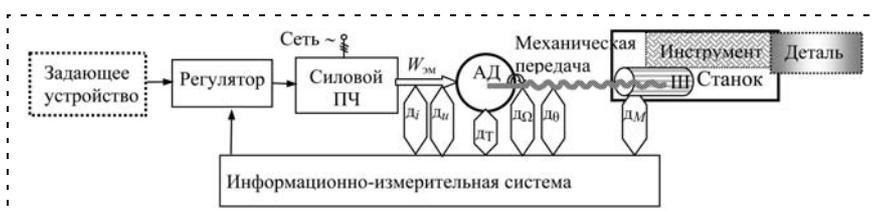


Рис. 1. Структурная схема асинхронного электропривода

Выходными величинами являются угол поворота θ и угловая скорость Ω вала исполнительного асинхронного двигателя, который с помощью механической передачи связан со шпинделем (Ш) станка. Механический момент M создается за счет преобразования подводимой электромагнитной энергии $W_{\text{ЭМ}}$ в механическую энергию. Силовой преобразователь частоты выполняет формирование из энергии электрической сети управляемого потока электромагнитной энергии $W_{\text{ЭМ}}$ с параметрами, задаваемыми информационными сигналами регулятора [5]. Автоматическое управление выходными величинами, обработка информационных сигналов, поступающих с датчиков (напряжения d_u , тока d_i , угловой скорости d_Ω , угла поворота вала d_θ , температуры d_T , момента d_M), осуществляется информационно-измерительной системой (ИИС). Задающее устройство определяет программу обработки и режим работы оборудования, а также содержит исходные данные о регламентируемых параметрах станка и инструмента. В соответствии с поступившей из ИИС информацией о текущем состоянии процесса обработки и заданных параметрах регулятор вырабатывает сигналы управления для силового блока.

Элементная база системы управления АЭП содержит широкий набор устройств информационной и силовой электроники. Задающее устройство и регулятор, как правило, реализуют на основе программно-управляемых цифровых блоков (микроконтроллеров, ПЛИС). В силовых преобразователях частоты применяются мощные IGBT-транзисторы, работающие в режиме переключения в составе широтно-импульсных преобразователей. Электрические сигналы в датчиках подвергаются обработке с использованием аналоговых и цифровых электронных узлов.

Конструктивно завершенные модули электропривода могут объединять несколько функциональных преобразователей. Так, промышленный вариант частотного преобразователя содержит силовой широтно-импульсный преобразователь (ШИП) с системой управления, а также вычислительные средства, позволяющие программным способом реализовать основные функции регулятора и задающего устройства. Современные интеллектуальные датчики включают большой набор устройств, осуществляющих функции информационно-измерительных систем, т. е. сбор, хранение, обработку и передачу данных.

Обобщенная структурная схема отображает минимальный набор функциональных блоков, требуемых для работы электропривода в соответствии с его назначением. Она может служить основой для исследования процессов и расчета характеристик асинхронного электропривода, представляющего собой сложную многоконтурную электромеханическую систему с электронными средствами управления. Для анализа взаимосвязанных процессов в устройствах различной физической природы целесообразно воспользоваться методами мехатроники [6, 7].

С позиций теории автоматического управления объектом регулирования в рассматриваемом элек-

троприводе можно считать АД с механическими нагрузочными устройствами на валу. Характеристики разрабатываемой следящей системы, а также качество управления во многом зависят от вида и точности его модели [8]. Основой создания моделей являются математические соотношения, характеризующие пространственно-временные распределения величин, описывающих процессы в элементах, а также соотношения связи между величинами различной физической природы. При этом создаваемые модели должны адекватно отображать свойства объекта на определенном уровне идеализации, т. е. соответствовать поставленным целям исследований, а также быть разрешимыми с помощью аналитических или численных процедур.

Так, полное описание электромагнитных процессов в АД заключается в формировании уравнений электродинамики в движущихся средах с соответствующими начальными и граничными условиями для всех элементов. При этом значительные математические трудности существуют уже на этапе формирования системы уравнений с граничными условиями. Практически невозможно получить аналитические результаты и отсутствуют единые для всех задач регулярные процедуры численного решения [9].

Процессы управления электродвигателем в составе электропривода принято описывать с помощью эквивалентных электрических и магнитных цепей, в которых параметры компонентов получены с использованием электродинамических моделей. Обычно при начальном описании электродвигателя на схемотехническом уровне принимают еще ряд допущений, позволяющих упростить составление дифференциальных уравнений элементов. Например, предполагают линейный режим работы магнитной системы, при котором расчет выполняется с использованием линейных индуктивностей.

Электрическое состояние применяемого трехфазного АД с короткозамкнутой обмоткой ротора описывают системой уравнений для фаз статора и ротора:

$$\begin{aligned} u_{1\xi} &= R_{1\xi}i_{1\xi} + d\Psi_{1\xi}/dt = \\ &= R_{1\xi}i_{1\xi} + L_{1\xi}di_{1\xi}/dt + L_{21\xi}di_{2\eta}/dt, \\ \xi &= A, B, C; \eta = a, b, c, \dots \\ 0 &= R_{2\eta}i_{2\eta} + d\Psi_{2\eta}/dt = \\ &= R_{2\eta}i_{2\eta} + S(t)L_{2\eta}di_{2\eta}/dt + S(t)L_{12\eta}di_{1\xi}/dt, \end{aligned}$$

где $u_{1A}, u_{1B}, u_{1C}, i_{1A}, i_{1B}, i_{1C}$ — фазные напряжения и токи обмоток статора; $\Psi_{1A}, \Psi_{1B}, \Psi_{1C}$ — полные магнитные потоки, сцепленные с соответствующими обмотками статора; $R_{1A}, R_{1B}, R_{1C}, L_{1A}, L_{1B}, L_{1C}$ — сопротивления и индуктивности обмоток статора; $S = (\Omega_1 - \Omega_2)/\Omega_1$ — скольжение; $\Omega_1 = 2\pi f_1/p$ — синхронная угловая скорость магнитного поля; f_1 — частота подводимого к обмоткам статора синусоидального напряжения (синхронная частота); p — число пар полюсов статора; i_{2a}, i_{2b}, \dots — токи в короткозамкнутых витках обмотки ротора; $R_{2a}, R_{2b},$

..., L_{2a} , L_{2b} , ... — сопротивления и индуктивности обмоток ротора; Ω_2 — угловая скорость ротора.

При вращении ротора положение стержней короткозамкнутой обмотки ротора непрерывно меняется, что приводит к изменению взаимных индуктивностей, и система уравнений имеет переменные коэффициенты.

При описании механической части АД также принимают упрощающие допущения, например, пренебрегают пространственным распределением масс конструктивных элементов, предполагают линейный характер зависимостей. Уравнение подвижной части в первом приближении принято записывать в виде

$$Jd\Omega_2/dt + \beta\Omega_2 = M_{\text{эм}} - M_c,$$

где $M_{\text{эм}}$ — момент, создаваемый в результате преобразования электромагнитной энергии; M_c — момент сопротивления; J — приведенный к валу двигателя момент инерции подвижной части; β — коэффициент, характеризующий потери в системе.

Связь уравнений электрической и механической частей можно записать на основе создания вращающего момента за счет подводимой электромагнитной энергии:

$$M_{\text{эм}} = 0,5dW_{\text{эм}}/d\theta = 0,5d\left(\sum_{\eta} i_{2\eta}\Psi_{2\eta}\right)/d\theta.$$

Высокий порядок и сложность сформированной системы уравнений электромеханического преобразования энергии не дают возможности получения характеристик посредством аналитических преобразований. Для этого используются методы компьютерного моделирования на основе численных методов решения уравнений. При разработке системы управления электроприводом конкретного станочного оборудования целесообразно исследовать анализ влияния различных факторов с помощью вычислительного эксперимента методами имитационного моделирования процессов в элементах электропривода.

Значительные отличия постоянных времени электрической и механической частей, а также наличие внутренней обратной связи приводит к необходимости тщательного выбора способа и шага расчета для обеспечения числовой устойчивости и требуемой точности вычислений за конечный интервал времени. Из принятого допущения о линейности режима магнитной цепи при синусоидальном источнике электропитания следует синусоидальный характер электрических и магнитных величин в стационарном режиме. Это позволяет на различных стадиях исследования разделить быстрые и медленные процессы, т. е. начальный расчет выполнять при условии квазистационарности анализируемых величин. Тогда значение момента можно вычислить с использованием активной мощности $P_{\text{эм}}$ и определить момент $M_{\text{эм}}$ из соотношения

$$M_{\text{эм}} = P_{\text{эм}}/\Omega_1 = m_2 I_2^2 R_2 p / (S f_1 2\pi),$$

где I_2 — действующее значение тока фазы обмотки ротора; m_2 — число фаз ротора.

Для исследования процессов управления станочным электроприводом использовали совокупность имитационных моделей АД, разработанных в программной среде *MultiSim* [10]. Применение эффективных вычислительных алгоритмов *SPICE* и наличие в библиотеке управляемых источников, описываемых с помощью передаточных функций, позволяют выполнять многоцелевое схемотехническое моделирование электрических и электронных устройств, а также моделировать системы, содержащие элементы различной физической природы [11]. В *MultiSim* предусмотрен непосредственный обмен данными с программами *MathCad* и *Excel*, предоставляющими мощные средства обработки результатов вычислительного эксперимента. Кроме того, *MultiSim* позволяет непосредственно использовать модели, созданные в программном комплексе *Lab View*, что дает возможность разрабатывать для электропривода эффективные средства измерения и автоматизации.

При создании совокупности моделей АД возникает проблема параметризации математического описания, т. е. определения коэффициентов базовой системы уравнений. Исходные сведения могут быть извлечены из паспортных данных на электродвигатель, имеющихся в специальных справочниках (каталогах), и расчетных технических формуляров производителя, а также получены на основе дополнительных экспериментальных исследований. Для построения моделей разработаны методики и программы, реализованные в среде *MathCad*, ориентированные на использование паспортных данных, обработанных с применением методов расчета и конструирования электрических машин, приведенных в специальной литературе. Соответствующие программы также реализованы средствами *MultiSim* и встроены в разрабатываемые модели. С помощью разработанных принципов составлена программа получения библиотечных моделей АД на основе паспортных данных и создана совокупность пользовательских моделей отечественных электродвигателей.

В целях уточнения параметров моделей для групп промышленных АД была разработана методика их измерения и создан испытательный стенд [12]. В результате опытной эксплуатации стенда были опробованы созданные алгоритмы обработки данных, позволяющие определить параметры электродвигателя с заданной точностью.

Разработанные модели электродвигателей стали основой решения проблемы анализа их управляемости в системах автоматизированного электропривода.

В соответствии с принципом действия АД управление работой электропривода осуществляется посредством изменения частоты f_1 приложенного к обмоткам якоря напряжения, что за счет изменения режима работ двигателя может привести к отклоне-

нию от заданных показателей: угловой скорости, момента, мощности. Для поддержания требуемых характеристик АЭП осуществляют одновременное изменение частоты f_1 и амплитуды U_m питающего напряжения. Применяемые соотношения U_m/f_1 зависят от характера нагрузки и требуемого режима работы АЭП. В станочном электроприводе принято использовать двухступенчатое управление с постоянным моментом при малых скоростях и постоянной мощностью при высоких скоростях обработки. Для получения $M = \text{const}$ необходимо обеспечить постоянство отношения U_m/f_1 , а для получения $P = \text{const}$ требуется неизменность соотношения $U_m/\sqrt{f_1}$. Таким образом, регулирующее устройство должно содержать блоки, обеспечивающие частотную модуляцию синусоидального напряжения, его амплитудную модуляцию с использованием умножителя.

Для моделирования процессов управления АЭП разработана имитационная модель управляемого источника, позволяющего по произвольным законам изменять амплитуду и частоту подаваемого на статорные обмотки АД напряжения. Схема модели источника приведена на рис. 2.

Режим работы АЭП, т. е. зависимости от времени угловой скорости, моделируется с помощью выбора вида выходного напряжения генератора, задающего закон изменения частоты частотного модулятора (ЧМ):

$$u_g(t) = U_0 + u_1(t).$$

В качестве постоянного смещения удобно выбрать $U_0 = 1$ В и, соответственно, ограничить диапазон переменной составляющей

$$|u_1| \leq 0,9 \text{ В.}$$

При задании линейной характеристики ЧМ $f_1 = k_f u_g$ получим

$$f_1(t) = k_f U_0 + k_f u_1(t).$$

Из номинального режима работы АД при отсутствии сигнала управления $u_1 = 0$ имеем $k_f = f_{01}/U_0$. Например, при $f_{01} = 50$ Гц получим наклон характеристики ЧМ $k_f = 50$ Гц/В. Выходное напряжение ЧМ определяется выражением

$$u_f(t) = U_m \sin[f_1(t)t] = U_m \sin[k_f U_0 t + k_f u_1(t)t].$$

Для обеспечения постоянства момента, т. е. условия $U_m(t)/f_1(t) = a$ на выходе амплитудного модулятора (умножителя) амплитуда напряжения определяется выражением

$$U_m(t) = U_{m0}(1 + u_1(t)),$$

что при значениях $f_{01} = 50$ Гц и $U_{m0} = 311$ В дает значение $a = 6,22$.

Объединение полной модели электродвигателя с моделями блоков системы управления и механики рабочего органа позволяет сформировать модель автоматизированного электропривода в виде сложной структуры. На рис. 3 приведена схематическая вычислительная модель АЭП.

В качестве источника сигналов управления в модели привода используется приведенный на рис. 2 управляемый источник. Этот источник позволяет моделировать основную гармоническую составляющую напряжения на фазах обмотки статора АД, модулируемую одновременно по частоте и амплитуде в соответствии с сигналом, задающим закон изменения синхронной частоты $f_1(t)$. В данном примере моделью задатчика является функциональный генератор сигналов XFG1 (библиотечная модель). Принципиально можно использовать в модели любые другие источники сигналов, как библиотечные, так и пользовательские модели.

Для исследования процессов управления в электроприводе целесообразно обеспечить раздельное управление по частоте и амплитуде. Этот принцип

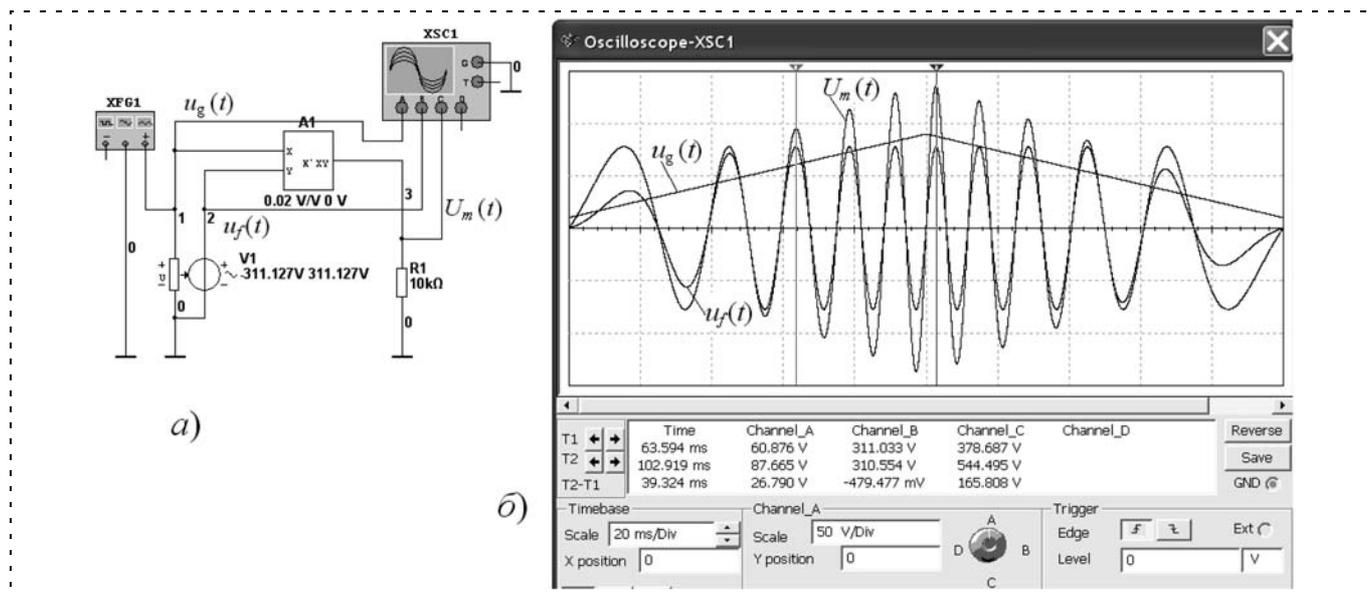


Рис. 2. Схематическая модель управляемого источника: а — схема модели; б — результаты моделирования

реализован в данной модели управляемого источника и дает возможность моделировать различные алгоритмы управления приводом для получения требуемых режимов работы оборудования.

Параметры модели трехфазного асинхронного двигателя с короткозамкнутым ротором соответствуют параметрам трехфазного АД серии 4А, тип двигателя 4А132М4У3, мощность двигателя $P_{2\text{ном}} = 11$ кВт, синхронная частота вращения $n_1 = 1500$ мин⁻¹. Подобный двигатель используется в приводе главного движения токарного станка.

Внешняя нагрузка моделируется с помощью источника напряжения МВН (библиотечная модель *PWL*), который позволяет задавать значения внеш-

него момента сопротивления в виде произвольной функции времени $M_c(t)$.

Разработанная модель АЭП (рис. 3) позволяет в режиме виртуального эксперимента или в режиме численного анализа моделировать частотные, временные, фазовые и другие рабочие характеристики асинхронного электропривода. На рис. 4 представлены результаты моделирования процессов управления в АЭП при постоянстве отношения U_m/f_1 и при произвольной функции $M_c(t)$.

Все характеристики соответствуют заданным параметрам модели.

Полученные результаты служат основой для построения силового блока с широтно-импульсным преобразователем АЭП.

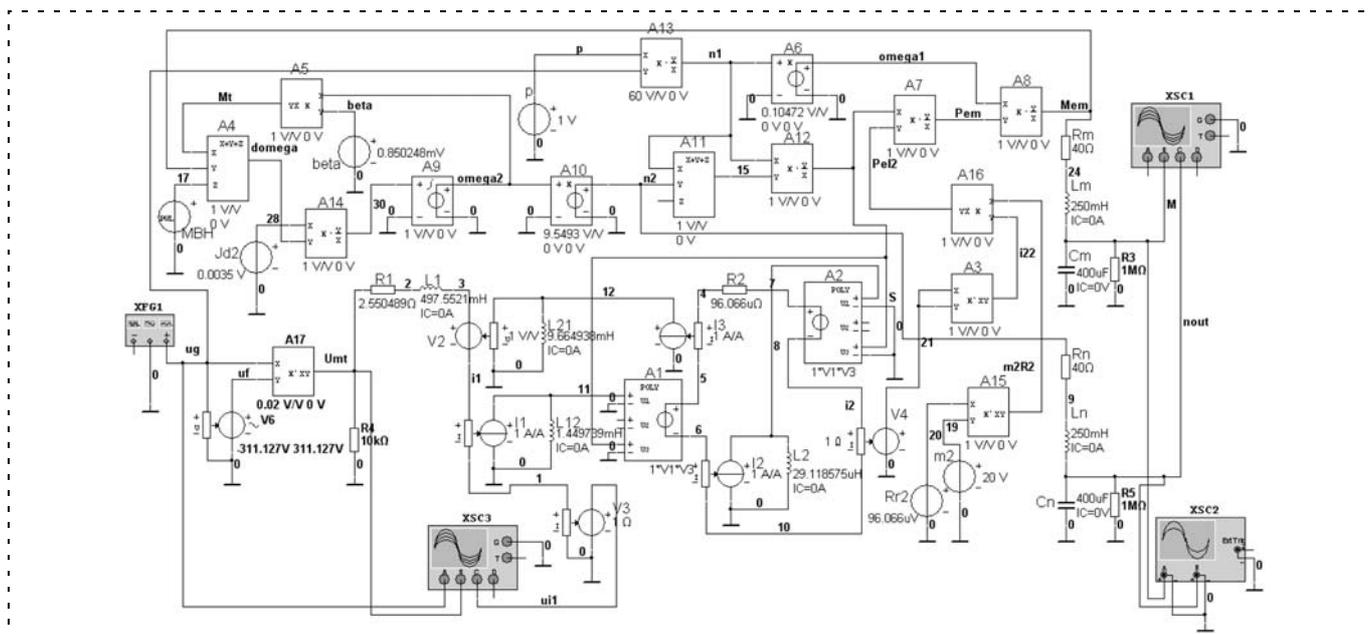


Рис. 3. Схематехническая вычислительная модель асинхронного электропривода

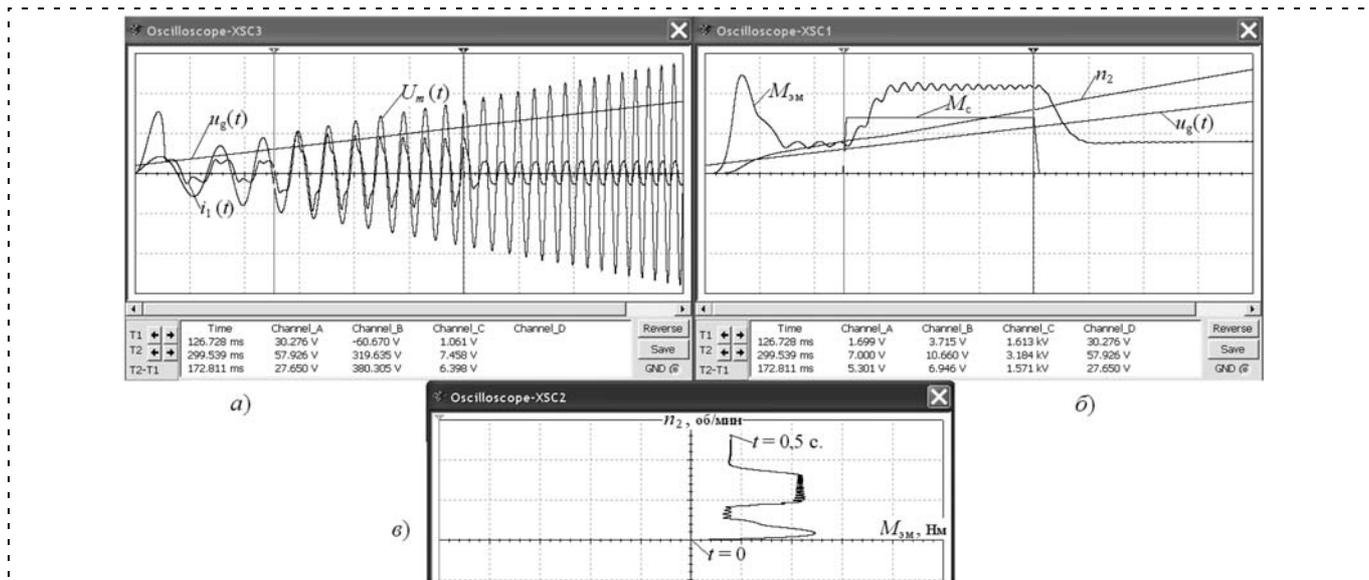


Рис. 4. Результаты моделирования: а — временные зависимости $u_g(t)$, $U_m(t)$, $i_1(t)$; б — временные характеристики электромагнитного момента $M_{эм}(t)$, частоты вращения ротора $n_2(t)$; в — фазовая траектория ($M_{эм}$, n_2)

Список литературы

1. Григорьев С. Н. Тенденции и проблемы модернизации машиностроительного производства на базе отечественного станкостроения // Вестник МГТУ Станкин. 2010. № 3. С. 7—13.
2. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.
3. Мартинов Г. М., Сосонкин В. Л. Перспективные технологии разработки математического обеспечения систем управления: использование регулярных выражений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 2. С. 40—46.
4. Мартинов Г. М., Пушков Р. Л. Построение инструментария отладки управляющих программ систем ЧПУ на языках высокого уровня // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2008. № 11. С. 19—24.
5. Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С. Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30—34.
6. Подураев Ю. В. Мехатроника: Основы, методы, применение. М.: Машиностроение, 2007. 256 с.
7. Подураев Ю. В. Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50—53.
8. Кузовкин В. А. Электронные системы управления. Теория и технические средства электроавтоматики. М.: Изд-во "Станкин", 2006. 268 с.
9. Казанцев Ю. А., Кузовкин В. А., Миронов В. Г. Переменные электромагнитного поля. М.: Изд-во МЭИ, 1995. 128 с.
10. Кузовкин В. А., Филатов В. В. Моделирование асинхронного двигателя в программной среде Electronics Workbench // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 1 (94). С. 35—41.
11. Кузовкин В. А., Филатов В. В. Моделирование электрических и электронных устройств в Multisim 10. М.: Изд-во МГТУ "Станкин", 2010. 213 с.
12. Соколов Е. А., Чумаев Д. А. Экспериментальное определение статических и динамических параметров трехфазного асинхронного электродвигателя с короткозамкнутым ротором // XII науч. конф. МГТУ "Станкин" и "Учебно-научного центра математического моделирования МГТУ "Станкин" — ИММ РАН" по математическому моделированию и информатике. Сб. докл. 2009.

УДК 62-831.2, 621.31

А. П. Балковой, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,
balk1954@yahoo.com,

В. К. Цаценкин, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,
Московский энергетический институт
(технический университет),

С. Ф. Яковлев, канд. техн. наук, директор,
yakovlev@stankin.ru,

А. В. Костин, инженер,
a.kostin@stankin.ru,

Центр разработки робототехнических систем
Государственного инжинирингового центра МГТУ
"СТАНКИН"

Актуальные вопросы создания отечественных линейных электроприводов на современной элементной базе

Рассмотрены особенности линейного электропривода для машиностроения. Спроектированы конструкции линейных синхронных машин для такого электропривода и обозначены некоторые вопросы их проектирования.

Ключевые слова: линейный электропривод, вентильный двигатель

Цель исследований в области линейного электропривода

Основным устройством для реализации автоматического прецизионного механического движения является сервопривод (следающий привод). В рамках стандартной структуры сервопривода с вращающимся электрическим двигателем и механическим преобразователем реализация предельных требований по ускорению, скорости и точности, опреде-

ляемых новыми машиностроительными технологиями, сопровождается либо большими издержками, либо становится просто невозможной [1].

Отказ от механической передачи и переход к безредукторному (прямому) поворотному или линейному приводу является одним из основных путей получения высокого качества движения, облегчения обслуживания при эксплуатации и высоких статической и динамической жесткостях. При значительном упрощении механики станка можно получить чистоту обрабатываемой поверхности до Ra 0,2 [2, 3]. Плавность перемещения обеспечивается даже на сверхнизких скоростях (до 0,002 мм/мин), что упрощает шлифование вязких материалов. Кроме того, линейный привод характеризуется простотой и удобством монтажа, а также практически не требует технического обслуживания. По цене прямой привод уже практически сравнялся с прецизионным приводом на шариковинтовых парах, но при этом значительно превосходит его по точности, скорости перемещения и ускорению [2, 4]. Основные области применения прямого электропривода поворотного и линейного движения: высокоскоростная обработка, шлифование, изготовление печатных плат, лазерные машины, транспортировочные, текстильные и упаковочные машины, деревообрабатывающие станки.

Особенно актуально внедрение в машиностроение линейного прямого электропривода (далее — линейного электропривода). Линейные электроприводы производит ряд компаний, например, Siemens, Rexroth Indramat, Etel, Fanuc, Yaskawa, Danaher Motion, Hiwin, Рухсервомотор (Белоруссия) [5—7]. Российских производителей линейных электроприводов нет, при том, что цена импортруемых изделий такого типа достаточно высока.

В связи с этим актуальна разработка отечественных линейных электроприводов для задач машиностроения. Ниже рассматривается пример такой разработки в Государственном инженеринговом центре МГТУ "СТАНКИН", проведенной в рамках научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по государственному контракту "Создание базовых исполнительных систем многокоординатных металлорежущих станков на основе прецизионных комплектных линейных электроприводов" (шифр НИОКР "Линия") [5].

Структура линейного электропривода

Высокое качество движения линейного электропривода достигается сочетанием современных микропроцессорных и силовых электронных устройств и рационально спроектированной электрической машины. Современный линейный электропривод состоит из цифрового сервоусилителя, линейной синхронной машины и линейного энкодера (рис. 1).

От ЧПУ на вход цифрового сервоусилителя поступает задание вектора механических переменных (путь, скорость, ускорение). Линейный электропривод реализует это задание за счет замкнутого управления синхронной машиной в режиме вентильного двигателя (ВД). Режим ВД создается за счет питания фаз синхронной машины в функции положения якоря относительно полюсов системы возбуждения. Питание осуществляет инвертор тока в составе сервоусилителя. В режиме ВД электромагнитная сила машины определяется амплитудой фазных токов и не зависит от положения якоря, что обеспечивает характеристики ВД, близкие к харак-

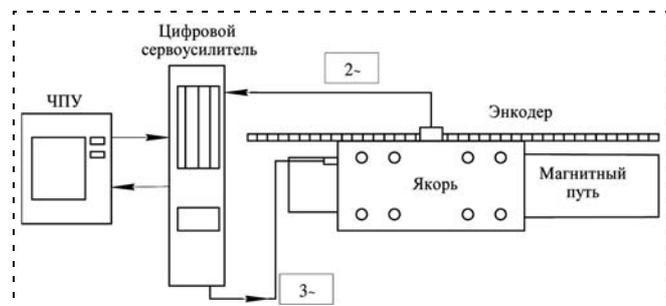


Рис. 1. Типовая структура линейного электропривода (2~ — двухфазный ток; 3~ — трехфазный ток)

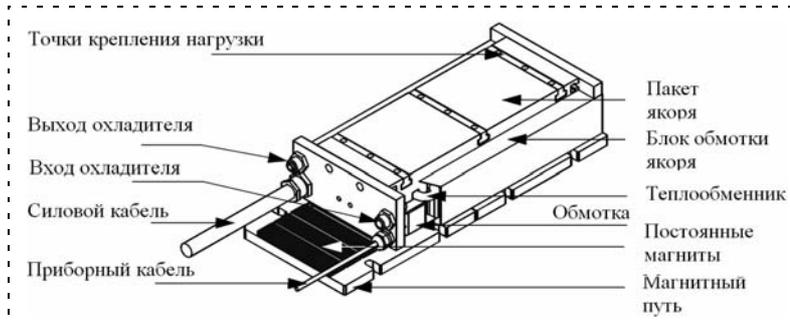


Рис. 2. Конструкция линейной машины с пазовым якорем

теристикам машины постоянного тока. Типовая структура управления в цифровом сервоусилителе построена по принципу подчиненного управления. Она содержит внутренний контур управления силой вентильного двигателя и внешние контуры управления скоростью и положением привода.

Конструкции линейных синхронных машин

Линейные ВД для задач машиностроения строятся как двигатели переменного тока на основе линейных синхронных машин с возбуждением от постоянных магнитов. Для этих машин характерны малые электромагнитные постоянные времени и большая кратность пиковой силы, что требуется в прецизионных и силовых применениях [8]. Машина содержит якорь (часто называемый первичной частью) и секции возбуждения на постоянных магнитах (часто называемые вторичной частью). Обмотка якоря может быть либо уложена в пазы шихтованного стального сердечника (машина с пазовым якорем), либо размещена на поверхности ярма из магнитно-мягкого материала, либо вообще не имеет сердечника (машина с беспазовым якорем) [6].

Секция магнитного пути представляет собой пластину из стали, на которую наклеены высококоэрцитивные постоянные магниты. Магнитный путь собирается из последовательно расположенных секций, что обеспечивает необходимую длину рабочего хода двигателя и удобство монтажа. Якорь машины крепится к подвижной платформе с опорами, перемещающимися по направляющим, расположенным на основании параллельно магнитному пути. На основании также монтируется линейная шкала энкодера (оптического или магнитного). Головка энкодера закрепляется на подвижном столе.

Линейная машина с пазовым якорем (рис. 2) имеет большую удельную силу: плотность продолжительной силы на единицу площади якоря достигает 8 Н/см^2 при жидкостном охлаждении. У такой машины также большие масса якоря и тепловая постоянная, позволяющие развивать значительные пиковые силы. Недостаток пазовой конструкции — сильное нормальное притяжение якоря к магнитам, что создает сухое трение. Для ослабления нормального притяжения используется компоновка с двумя магнитными путями и симметричным якорем. Другой недостаток машин с пазовым якорем — неравномерность движущей силы и наличие так называемой фиксирующей силы, возникающей вследствие взаимодействия постоянных магнитов с зубцами стального сердечника якоря машины [7, 9]. Чаще всего машины с пазовым якорем используются в позиционных приводах и в силовых применениях (например, во фрезерных станках) [10].

В линейной машине с беспазовым якорем благодаря отсутствию стали нет фиксирующей силы и минимальна нормальная

сила. Также малы потери на вихревые токи в постоянных магнитах. Однако машина с беспазовым якорем имеет меньшую удельную силу (5 Н/см^2), поэтому используется в несиловых применениях, например, при лазерной обработке.

Линейные электроприводы, разработанные в НИОКР "Линия"

Характеристики и параметры линейного двигателя определяются требованиями к показателям электропривода. На стадии выбора конструкции электропривода необходимо учитывать диапазоны рабочих сил, скоростей и ускорений, возможный состав внутренних возмущений, требуемую точность электропривода и т. д. Задачей разработки в рамках НИОКР "Линия" было проектирование гаммы линейных электроприводов (мощностью 4 кВт, 8 кВт и 12 кВт) для комплектации перспективных образцов прецизионного металлообрабатывающего оборудования.

Исходными параметрами базового (малого) электропривода являлись: сила в продолжительном режиме 1000 Н; скорость в продолжительном режиме не менее 4 м/с. Была выбрана базовая конструкция машины с пазовым "коротким" якорем с жидкостным охлаждением и магнитным путем из высококоэрцитивных постоянных магнитов (рис. 2) для обеспечения требуемых высоких значений силы и скорости.

Основными принципами проектирования были следующие:

- модульность машин (унифицированная конструкция элементарной машины, из которой "набираются" машины необходимой мощности);
- концентрические обмотки элементарных машин (что упрощает технологию);
- жидкостное охлаждение (высокая энергоемкость машин).

Габаритные размеры машины выбирали с учетом необходимых продолжительной и пиковой сил и продолжительной и максимальной скорости при жидкостном охлаждении.

В соответствии с обозначенными принципами был сделан предварительный выбор главных размеров электропривода мощностью 4 кВт. Были заданы: число пазов якоря; однослойная обмотка; полюсное деление $\tau = 15 \text{ мм}$; амплитуда основной гармоники магнитной индукции системы возбуждения 0,6 Тл; ширина магнитопровода якоря 80 мм; эффективная плотность тока в продолжительном режиме $14,5 \text{ А/мм}^2$. В результате получены параметры электропривода мощностью 4 кВт и его производных — электроприводов мощностью 8 кВт и 12 кВт (см. таблицу).

Полученные предварительные оценки параметров синхронной машины использованы при дальнейшем проектировании с моделированием магнитных полей. Основная процедура исследований со-

стояла в вычислении угловых фазных характеристик машины посредством пакета Elcut.

Результаты расчета показали асимметрию характеристик машины, для компенсации которой потребуются несинусоидальные токи (так называемое калиброванное питание ВД). Кроме того, было исследовано влияние краевых эффектов, которые проявляются в виде периодической силы, фиксирующей якорь относительно системы возбуждения и при отсутствии токов якоря. Фиксирующая сила как существенное внутреннее возмущение в машине приводит к ухудшению рабочих характеристик электропривода. Для уменьшения фиксирующей силы линейной синхронной машины были проведены расчеты с помощью пакета Elcut. В результате выбрана длина якоря, при которой амплитуда фиксирующей силы снизилась примерно в три раза относительно исходного варианта.

По результатам расчетов был спроектирован и изготовлен макет машины мощностью 4 кВт. Машина составила основу макета линейного электропривода, внешний вид которого показан на рис. 3. Макет предназначен для предварительных исследований характеристик линейного электропривода и уточнения методик испытаний и проектирования.

Внешний вид блока управления электропривода показан на рис. 4. Блок DDU5 может работать с вращающимися и линейными двигателями. Для оптимизации параметров цифрового контроллера в ПО блока DDU5 существуют специальные средства. Настройка привода происходит в несколько этапов. В специальном меню вначале задаются параметры двигателя: тип двигателя, постоянная момента (силы), момент инерции (масса подвижной части), число пар полюсов (полюсное деление), сопротивление фаз, индуктивность, напряжение питания и т. д. Далее эти параметры преобразуются в нормализованный вид для представления описания привода в относительных единицах независимо от вида движения. Затем выполняется расчет параметров цифрового контроллера тока, определяю-

Основные параметры разработанных электроприводов

	4	8	12
Продолжительная мощность, кВт			
Конструкция	Одно- сторонняя	Симмет- ричная	Симмет- ричная
Продолжительная сила, кН	1	2	4
Пиковая сила, кН	2	4	6
Напряжение питания, В, DC*	500	500	500
Номинальная скорость, м/с	4	4	4
Продолжительный ток фазы (дейст.), А	10	20	20
Пиковый ток фазы (дейст.), А	20	40	40
Число элементарных машин	3	3 × 2	4 × 2
Число пазов якоря	18	18	24
Число зубцов якоря	19	19	25
Число слоев обмотки	1	1	1
Габаритные размеры постоянного магнита (В × Ш × Д), мм	6 × 12 × 80	6 × 12 × 80	6 × 12 × 80
* DC — постоянное напряжение.			

ший его коэффициенты в соответствии со стандартными настройками, которые являются базой дальнейшей автонастройки контура тока. Настройка контуров скорости и положения требует точной информации о механических параметрах привода.

Алгоритм определения этих параметров также реализован в блоке DDU5. Управление блоком реализуется по стандартному интерфейсу RS 232 от ПК-совместимого компьютера. Блок также имеет входы управления от промышленного контроллера или системы ЧПУ.

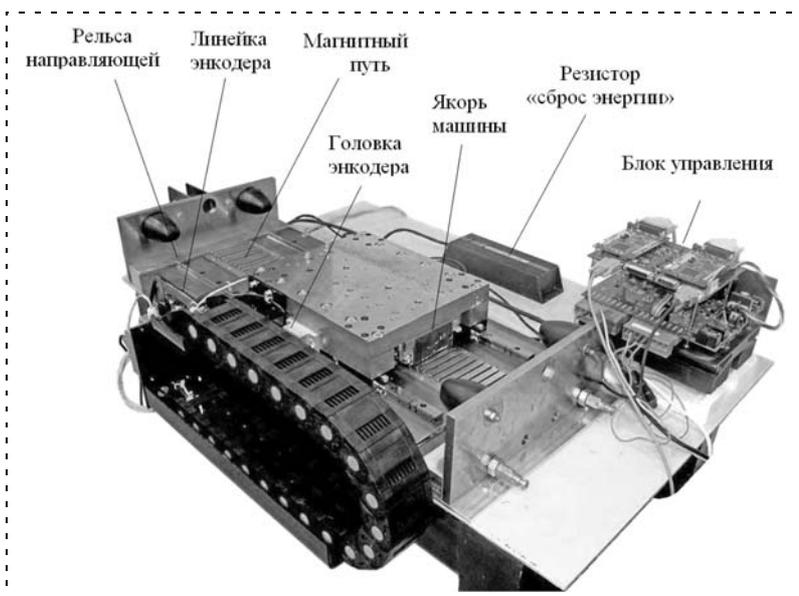


Рис. 3. Макет линейного электропривода мощностью 4 кВт

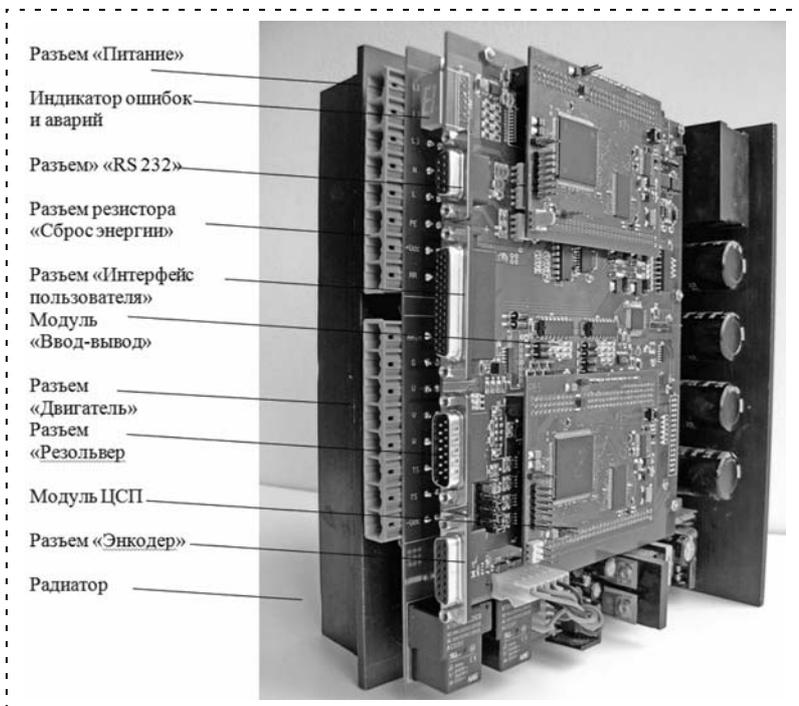


Рис. 4. Блок управления DDU5

Выводы

1. В рамках НИОКР "Линия" спроектированы и созданы опытные образцы типового ряда отечественных линейных электроприводов, которые могут быть использованы в составе разнообразного машиностроительного оборудования.

2. Экономический эффект от применения отечественных линейных электроприводов может быть достигнут за счет увеличения ресурса станков, экономии расходных материалов и снижения затрат, повышения эксплуатационной надежности и, как следствие, снижения себестоимости производимой продукции.

3. При создании линейных электроприводов использованы отечественные комплектующие изделия и оригинальные аппаратные и программные решения. Технические характеристики опытных образцов линейных электроприводов не уступают мировым аналогам. Себестоимость создаваемых образцов при серийном производстве примерно на 25 % ниже продажной цены на российском рынке зарубежных аналогов с близкими техническими характеристиками.

Список литературы

1. Подураев Ю. В. Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50—53.
2. Материал научно-технического отчета I этапа НИОКР "Создание базовых исполнительных систем многокоординатных металлорежущих станков на основе прецизионных комплектных линейных электроприводов", шифр "Линия".
3. Шевелева Г. И., Волков А. Э., Медведев В. И. Программный комплекс для подготовки производства спирально-конических зубчатых передач // Вестник машиностроения. 2005. № 9. С. 6—14.
4. Мартинов Г. М., Сосонкин В. Л. Перспективные технологии разработки математического обеспечения систем управления: использование регулярных выражений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 2. С. 40—46.
5. Материал научно-технического отчета II этапа НИОКР "Создание базовых исполнительных систем многокоординатных металлорежущих станков на основе прецизионных комплектных линейных электроприводов", шифр "Линия".
6. Synchronous motors. Linear motors SINAMICS S120. Siemens, 2005.
7. ETEL. LINEAR 902 ver. A. Linear motors. Handbook.
8. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.
9. Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С. Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30—34.
10. РУХСЕРВОМОТОР. АС синхронные моторы. Серия LSM 36. Минск, 2008.

Ю. В. Илюхин, д-р техн. наук, проф.,

ilyv_178@mail.ru,

Московский государственный
технологический университет,

С. А. Арфилян, ведущий инженер,

arfi@mail.ru,

ООО "Камоцци Пневматика"

Быстродействующие электропневматические приводы массивных объектов с дискретным компьютерным управлением

Рассмотрена задача построения быстродействующих электропневматических приводов для перемещения массивных механических объектов управления. Показана актуальность задачи, выполнен анализ известных подходов к ее решению и выявлены присущие им недостатки, ограничивающие их применение при создании быстродействующих приводов массивных объектов. Разработана структура мехатронного электропневматического привода массивных объектов с дискретным компьютерным управлением. Предложен метод выбора аппаратных и программных компонентов привода, в котором существенная роль отводится компьютерному моделированию.

Ключевые слова: электропневматический привод, быстродействие, массивные механические объекты управления, мехатроника, безударная остановка, структура, методика синтеза

Постановка проблемы

Электропневматические приводы широко распространены в качестве средства автоматизации и представляют собой важные компоненты многих современных технологических машин. В большинстве случаев такие приводы являются цикловыми, осуществляют движение механического объекта управления между двумя жесткими упорами и строятся на основе простых пневматических схем управления [1, 2]. Однако в последнее время наблюдается тенденция расширения функциональных возможностей электропневматических приводов [3] и проявляется потребность в высококачественном управлении движением массивных механических объектов, при котором достигается высокая скорость их перемещения и гарантируется высокое качество процессов регулирования.

Данная задача существует, например, в упаковочной отрасли при управлении массивными элементами в автоматах для фасовки сыпучих или жидких веществ. Основным узлом автомата является массивный механизм вертикальной протяжки, перемещение которого по направляющим осуществляет пневматический привод. Время перемещения механизма определяет производительность автомата, поэтому задача повышения быстродействия

привода становится крайне актуальной. Однако при увеличении скорости движения поршня пневматического цилиндра возникают эффекты, не позволяющие значительно увеличить быстродействие. К их числу относятся удары в конце хода, снижающие срок службы привода и автомата; отскоки и колебания сварного узла механизма, снижающие качество спайки на упаковке; вибрации, шум, нестабильность характеристик торможения. Опыт построения таких приводов свидетельствует о том, что чем быстрее необходимо перемещать узел протяжки, тем острее стоит проблема качества реализуемого движения.

Задача быстрого и аккуратного перемещения массивных объектов характерна для робототехники, например, при управлении движением пневматических промышленных роботов для автоматизации литейного производства. Еще одна задача — управление движением массивных элементов специальных станков: устройств подачи заготовок, инструментальных головок, шторок, дверок и других объектов. Во всех рассмотренных случаях важно уменьшить габаритные размеры цилиндра и, вместе с тем, повысить быстродействие привода, исключив удары и вибрацию [4]. При этом перемещаемый объект может обладать значительной массой, причем ее значение не постоянно, а может изменяться в некотором диапазоне. Не менее актуальна задача разработки быстродействующих электропневматических приводов дверей транспортных средств. Важно отметить, что во всех указанных областях применения остро стоит вопрос о стоимости привода. Поэтому предпочтение должно отдаваться вариантам с наиболее простой системой управления.

Особенность рассматриваемой задачи состоит в том, что в результате предъявления к приводу требования ограничения массы и объема пневмоцилиндра инерционные нагрузки становятся сопоставимы с максимальным усилием, развиваемым поршнем. При этом объект управления и заполненные сжимаемым воздухом полости цилиндра образуют колебательную подсистему со слабым демпфированием колебаний. Существенно осложняет решение задачи требование переместить искомый объект за ограниченное время. При этом должна достигаться высокая средняя скорость перемещения объекта управления, составляющая 300...500 мм/с, и высокое качество движения: его плавность, отсутствие ударов и отскоков в конце хода, ограничение скорости поршня в момент достижения им крышки пневмоцилиндра на уровне 20...40 мм/с [4].

Как показали теоретические и экспериментальные исследования, добиться высокой плавности движения массивного объекта непросто. Его движение с постоянной установившейся скоростью может быть получено только при определенных сочетаниях значений диаметра и хода цилиндра, пропускных способностей дросселей на входе и выходе из полости, массы объекта управления и прикладываемого к штоку усилия сопротивления.

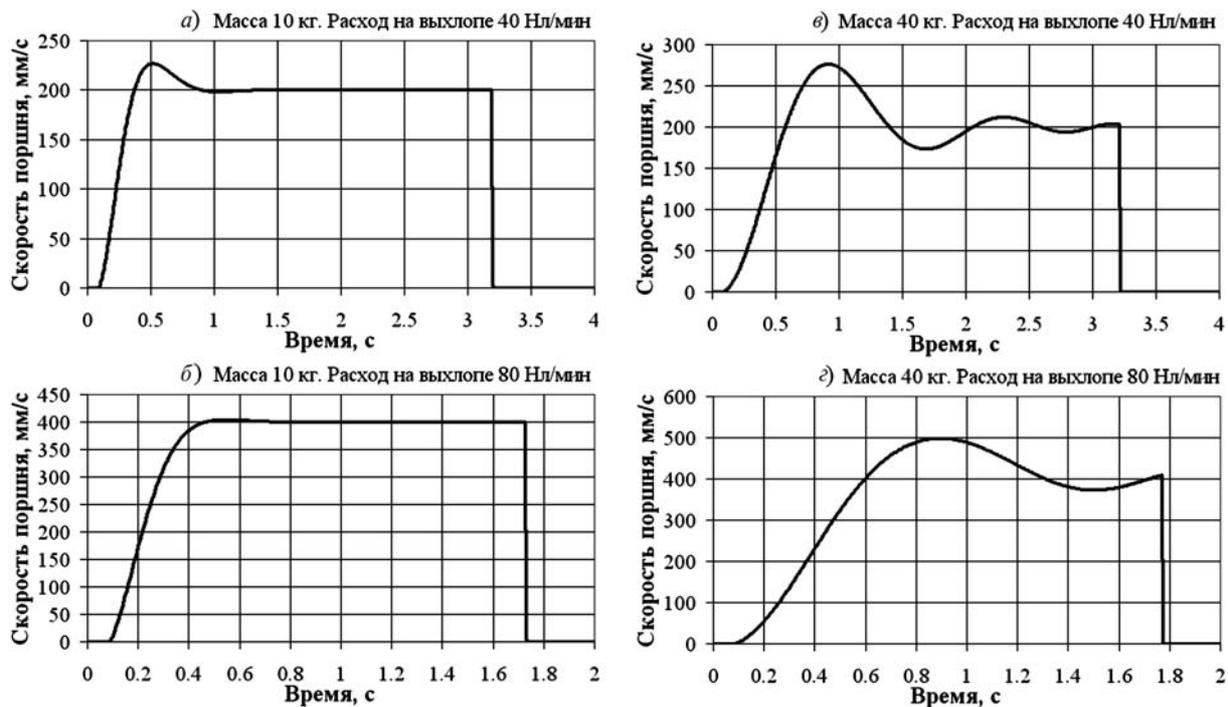


Рис. 1. Характер изменения скорости поршня при разных массах и настройках выхлопного дросселя

При небольшой массе объекта процесс движения близок к равномерному, скорость поршня быстро достигает установившегося значения при разных настройках выхлопного дросселя (рис. 1, а, б). При значительной массе объекта управления, что характерно для описанных выше примеров, процесс изменения скорости имеет ярко выраженный колебательный характер (рис. 1, в, г). Чем выше требуемое быстродействие привода и масса объекта управления, тем труднее остановить поршень в конце хода, исключив удары и отскоки.

Торможение поршня в конце хода обычно обеспечивается с помощью внутренних конструктивных средств пневматического цилиндра [5–7]. Однако, как показали исследования, для описанных выше задач они неэффективны. Во-первых, запасы кинетической энергии объекта управления столь значительны, что стандартный ход встроенного демфера (12...26 мм) оказывается слишком малым для эффективного снижения скорости поршня. Во-вторых, процесс изменения скорости поршня при одноступенчатом переходе на меньшую пропускную способность дросселя на выхлопе приобретает колебательный характер. При этом колебания в конце хода происходят с нарастающей частотой и значительной амплитудой за счет увеличения жесткости образующейся воздушной подушки, объем которой уменьшается при движении поршня. В результате нельзя гарантировать стабильность значения скорости в момент удара поршня о крышку. В-третьих, при торможении существует риск попадания на максимум волны изменения скорости, и в этом случае вообще невозможно подобрать настройку пропускной способности демферного

дросселя для обеспечения плавного торможения поршня в конце его хода.

В работах [5, 6] описаны методы, позволяющие устранить отскок и удар за счет конструктивных модификаций стандартных пневматических цилиндров. Предложено использовать увеличение неактивного объема полости демпфирования или длины торможения, образование канала течения сжатого воздуха между полостями, присоединение к выхлопной полости клапана принудительного сброса сжатого воздуха. Эти методы имеют ограниченное применение и эффективны только при постоянных параметрах объекта и привода, что практически невозможно осуществить. В работе [7] описан метод торможения с помощью гидроамортизаторов, однако они изменяют свои свойства с течением времени, поэтому требуют дополнительной настройки в ходе эксплуатации оборудования, усложняют привод, увеличивают его массу и габаритные размеры и, кроме того, обладают высокой стоимостью, что сдерживает их применение.

Таким образом, описанные выше приемы не в полной мере решают проблемы, возникающие при создании приводов рассматриваемого класса, и при управлении массивными объектами часто приходится снижать скорость поршня, что негативно влияет на производительность технологических машин. Поэтому актуальна задача разработки быстродействующих электропневматических приводов массивных объектов, оснащенных системой компьютерного управления, обладающих способностью активного демпфирования колебаний скорости и отвечающих требованию минимальной сложности устройства управления.

Концепция повышения быстродействия пневматических приводов массивных объектов на основе дискретного компьютерного управления

Результаты теоретического анализа и экспериментальных исследований показали, что наиболее эффективно задача достижения высокого быстродействия электропневматических приводов массивных объектов может быть решена при применении дискретного компьютерного многоступенчатого регулирования пропускной способности дросселирующих устройств, подключенных к выхлопной полости цилиндра. Для этого могут использоваться контроллеры, управляющие ЭВМ или сложные системы ЧПУ [8], которые формируют бинарные команды, подаваемые на группу дискретных электропневматических распределителей, предназначенных для переключения выхлопных дросселей, влияющих на скорость движения поршня. Такой подход позволяет получить требуемый вид процесса движения, формируемый из естественных участков фазовых траекторий привода, соответствующих различным значениям пропускной способности дросселирующих элементов.

Например, при рассмотрении колебательного процесса изменения скорости движения поршня привода массивного объекта при двойном ступенчатом изменении пропускной способности выхлопного дросселя можно выделить участки движения, на которых скорость монотонно спадает. На рис. 2, а они выделены жирными линиями и соответствуют участкам первых волн изменения скорости при переходе с одной пропускной способности на другую. Каждый из участков заключен между моментом времени достижения первого минимума новой волны и моментом времени очередного дискретного изменения пропускной способности дросселя на выхлопе.

Основная идея предлагаемого подхода при разработке электропневматических приводов массивных объектов состоит в том, чтобы, используя принципы мехатроники [9, 10] и компьютерное управление группой электропневматических распределителей, объединить выбранные участки движения. Предлагается подключать первый дроссель, вызывающий торможение, при достижении поршнем координаты, соответствующей первому минимуму колеба-

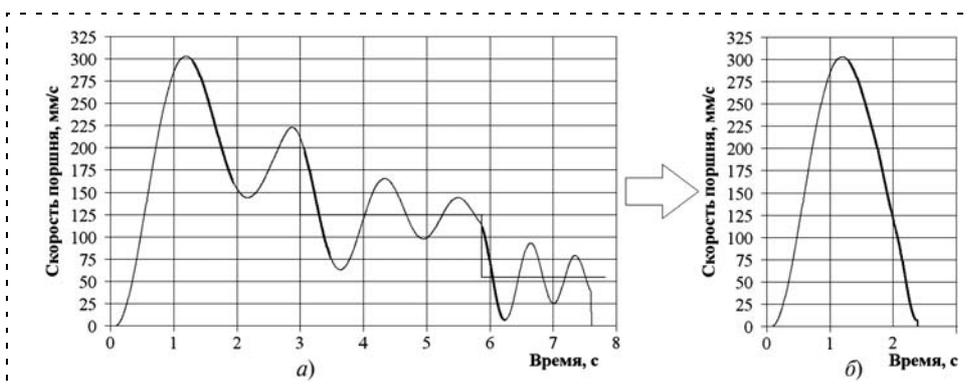


Рис. 2. Виды процессов в электропневматических приводах массивных объектов

ний скорости. Аналогичным образом должны подключаться и дроссели последующих ступеней торможения. Тогда можно получить характер движения объекта управления, соответствующий монотонному и почти линейному спаду скорости в конце хода (рис. 2, б). В этом случае существенно сокращается время движения и исключаются отскоки и удары в конце хода.

Следует отметить, что построение привода на основе распределителей дискретного действия технически и экономически целесообразно. В этом случае снижается уровень сложности привода и его стоимость, упрощаются алгоритмы управления, уменьшается расход сжатого воздуха и повышается надежность системы.

Структура мехатронного электропневматического привода для быстрого перемещения массивных объектов

Для быстрого перемещения массивных объектов предлагается замкнутый по положению поршня электропневматический привод (рис. 3), структура которого позволяет реализовать многоступенчатое торможение и обеспечивает безударную остановку поршня в конце рабочего хода.

В состав силовой части привода входят пневматический цилиндр, воздействующий на объект управления (ОУ), электропневматическая регулирующая

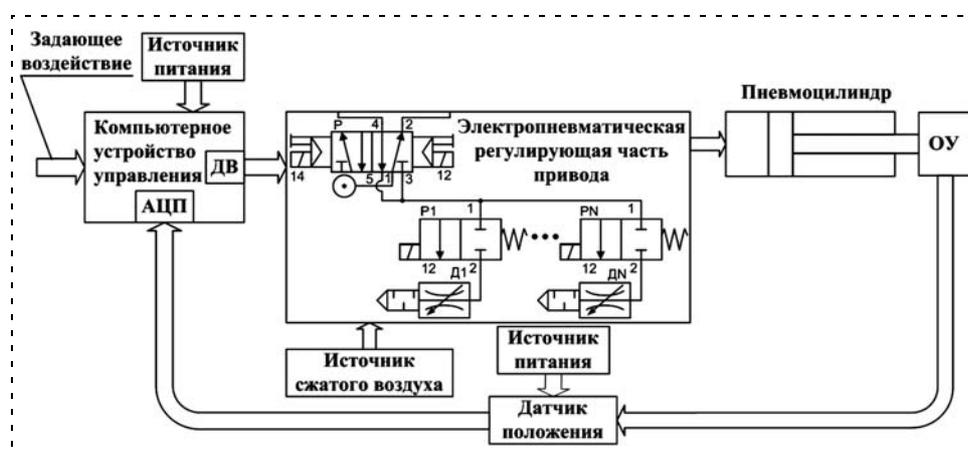


Рис. 3. Структура электропневматического привода

часть и источник сжатого воздуха. Электропневматическая регулирующая часть содержит электропневматический распределитель Р, влияющий на направление движения поршня, и электропневматические распределители P1, ..., PN, служащие для подключения выхлопных дросселей Д1, ..., ДN.

Информационная часть представлена датчиком положения, измеряющим положение объекта управления. Датчик положения может быть непрерывным или представлять собой набор дискретных, например герконовых, датчиков. Компьютерное устройство управления — это контроллер привода либо управляющая ЭВМ, содержащие АЦП для обработки сигнала с датчика положения и блок дискретных выходов (ДВ), управляющий распределителями электропневматической регулирующей части.

Число распределителей, определяющих число ступеней торможения, и пропускные способности дросселей, влияющих на интенсивность торможения, выбираются с учетом особенностей конкретной задачи в соответствии с требованиями к приводу. Имеющийся опыт свидетельствует о том, что при решении большинства задач достаточно введения двух или трех ступеней торможения, а значит, двух или трех распределителей с выхлопными дросселями.

Взаимодействующие друг с другом элементы электропневматического привода образуют мехатронную систему, причем основную роль в организации движения играют аппаратные и программные компоненты компьютерных средств управления. Устройство управления реализует алгоритм [3], позволяющий на основании информации о положении поршня формировать в реальном времени дискретные управляющие воздействия на распределители и достичь цели управления — осуществить наиболее быстрое перемещение массивного объекта с плавным безударным торможением в конце хода.

Математическая модель и программа компьютерного моделирования электропневматических приводов массивных объектов

Эффективным инструментом анализа и синтеза быстродействующих электропневматических приводов для перемещения массивных объектов является компьютерная программа моделирования. В ее основе лежит разработанная нелинейная математи-

ческая модель (рис. 4), учитывающая особенности процессов, протекающих в электрических, пневмомеханических и компьютерных компонентах привода [3, 11].

В структурной схеме модели используются следующие обозначения: β — задающее воздействие; X — положение поршня; v — скорость поршня; $\delta(nT_{кв})$ — рассогласование; $T_{кв}$ — период квантования по времени; U_i — управляющие воздействия ($i = 1, 2, \dots, r$, где r — число распределителей, подключающих дроссели на выхлопе); $P_{пит}$ — давление питания; $P_{атм}$ — атмосферное давление; P_1, P_2 — давления воздуха в бесштоковой и штоковой полостях цилиндра; P_3, P_4 — давления, подводимые к дросселирующим элементам; $f_{ЭР}, f_{ЭДР}$ — эффективные площади сечений отверстий распределителя и дросселей ($k = 1, 2, \dots, d$, где d — число дросселей); G_1, G_2 — массовые расходы воздуха через отверстия в полостях; $F_{тр.макс}$ — максимальное значение силы сухого трения покоя; $F_{вн}$ — внешнее усилие.

В нелинейной математической модели привода отражены динамика изменения давлений P_1 и P_2 в полостях пневматического цилиндра, особенности формирования массовых расходов G_1 и G_2 сжатого воздуха, протекающих через отверстия распределителей и дросселей. Учтена специфика влияния сил сухого и вязкого трения, квантование сигналов по времени, динамика переключения распределителей, а также использован алгоритм компьютерного управления, формирующий в реальном времени дискретные управляющие воздействия, поступающие на распределители [3, 11]. Вычисление фазовых переменных привода осуществляется в процессе интегрирования системы дифференциальных уравнений, описывающих его динамику.

Разработанная нелинейная математическая модель реализована в виде программы компьютерного моделирования электропневматического привода, написанной на языке Visual C++ в среде Microsoft Visual Studio 2008 и предоставляющая проектировщику удобные средства интерактивного общения с ЭВМ. Главное окно программы с исходными данными и результатами моделирования, в том числе с графиком зависимости скорости поршня от времени, приведено на рис. 5. В окне программы осуществляется ввод параметров выбранного пневматического цилиндра, объекта управления, пнев-

матической сети, вводятся начальные условия и параметры торможения. При нажатии одной из управляющих кнопок запускается основной цикл, рассчитывающий значения фазовых переменных во времени. При этом результаты сохраняются в файле формата Excel и выводятся на экране в виде графиков зависимости от времени основных переменных модели — положения и скорости

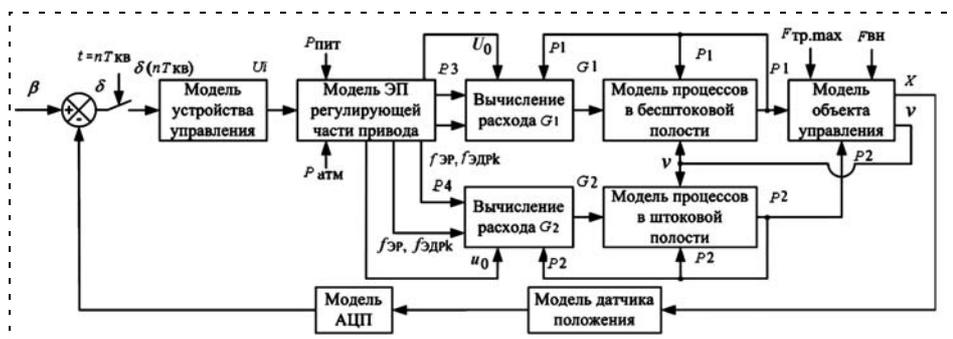


Рис. 4. Структура математической модели привода

поршня. В программе предусмотрена возможность изменения шага вывода данных и шага интегрирования, есть возможность выделения и детального анализа нужного временного участка. Более подробную информацию о результатах моделирования проектировщик может получить, просмотрев сохраняемый файл данных посредством пакета Microsoft Excel. В файле помимо данных о положении и скорости поршня содержатся сведения о давлении в полостях и расходах воздуха.

Проводя компьютерное исследование разрабатываемого привода с помощью описанной программы, проектировщик может определять и оптимизировать структуру регулирующей части, проводить расчет пропускных способностей дросселей и поиск значений координат включения и выключения распределителей.

Метод синтеза быстродействующих электропневматических приводов массивных объектов

Электропневматические приводы для управления движением массивных объектов представляют собой сложные нелинейные динамические системы, свойства которых непрерывно меняются в процессе движения, и простых аналитических методов проектирования которых не существует. Поэтому принятие решений при синтезе привода основано на комбинации расчетов с использованием аналитических зависимостей и результатов анализа динамических свойств привода, получаемых проектировщиком в процессе его компьютерного моделирования. Процедура синтеза рассматривается как эволюционный процесс, в котором проектировщиком последовательно анализируются различные комбинации структур и алгоритмов управления, начиная от наиболее простых и переходя ко все более сложным до тех пор, пока не будет достигнуто решение, удовлетворяющее предъявляемым требованиям. При этом ведущая роль принадлежит человеку — проектировщику, проявляющему свой естественный интеллект, а основным средством анализа является компьютерное моделирование. Это позволяет формировать конкретные структуры и алгоритмы электропневматических приводов с дискретным компьютерным управлением, обладающие сложностью и стоимостью, адекватными решаемой задаче.

Процесс поиска решения начинается с предварительного определения параметров аппаратной и управляющей частей привода на основе аналитических зависимостей. При этом считается, что требуемый ход и диаметр поршня определен из кон-

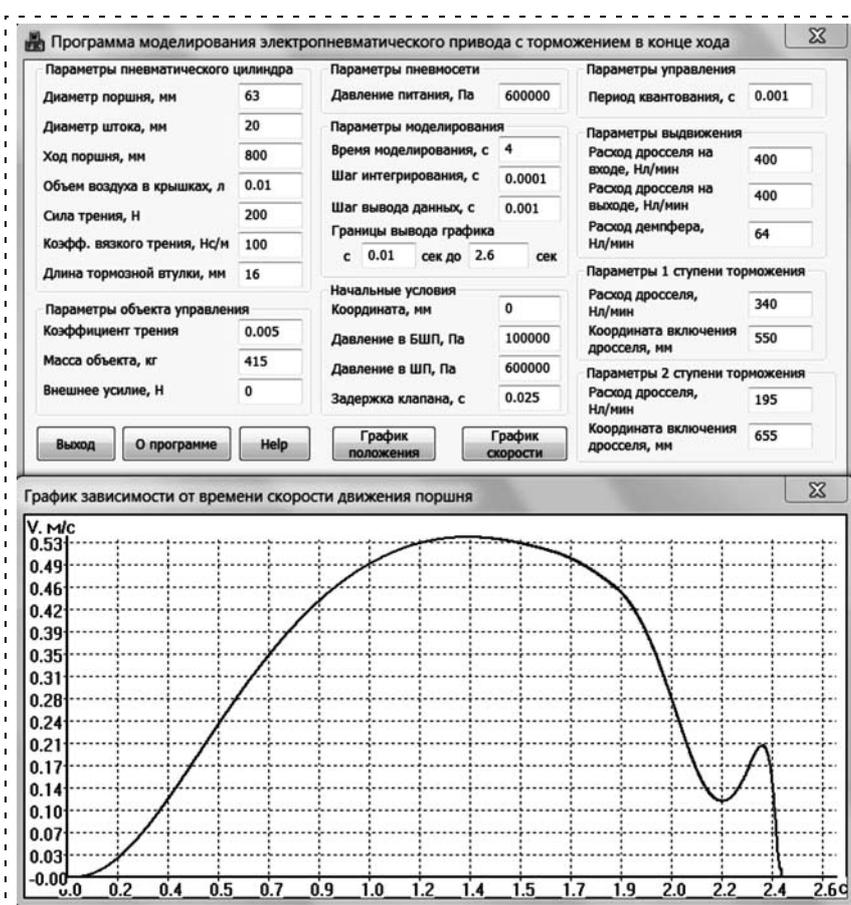


Рис. 5. Главное окно программы с исходными данными и результатами моделирования

структивных соображений и в результате силового расчета. На основании этих данных оценивается требуемая эффективная площадь проходного сечения $f_{ЭД}$ для сброса сжатого воздуха по формуле

$$f_{ЭД} = \frac{SA_2}{t_1} \sqrt{\frac{2}{RT}}, \quad (1)$$

где S — ход поршня; t_1 — требуемое время движения; A_2 — площадь поршня в полости, из которой происходит выхлоп; T — температура сжатого воздуха; R — удельная газовая постоянная (для воздуха 287,14 Дж/кгК). Затем определяется пропускная способность дросселя на выхлопе $Q_{НЛ.Д}$:

$$Q_{НЛ.Д} = \frac{60\,000 f_{ЭД} P_{ВХ}}{\rho_{н.у}} \times \sqrt{\frac{2K}{(K-1)RT_{н.у}} \left(\left(\frac{P_{ВЫХ}}{P_{ВХ}} \right)^{\frac{2}{K}} - \left(\frac{P_{ВЫХ}}{P_{ВХ}} \right)^{\frac{K+1}{K}} \right)}, \quad (2)$$

где $Q_{НЛ.Д}$ — объемный расход сжатого воздуха в Нл/мин; $\rho_{н.у} = 1,2 \text{ кг/м}^3$ — плотность воздуха при нормальных условиях; $T_{н.у} = 293 \text{ К}$ — температура воздуха по шкале Кельвина при нормальных условиях; $P_{ВХ} = 700\,000 \text{ Па}$ и $P_{ВЫХ} = 600\,000 \text{ Па}$ — номинальные абсолютные давления на входе и выходе испытуемого элемента при определении его про-

пусковой способности; K — показатель адиабаты (для воздуха $K = 1,4$).

Предельная скорость поршня в конце хода определяется допустимой деформацией $X_{\text{доп}}$ и коэффициентом жесткости C демпфирующей резиновой шайбы внутри цилиндра и вычисляется по формуле

$$V_{\text{доп}} = X_{\text{доп}} \frac{C}{m_{\text{ОУ}}}, \quad (3)$$

где $m_{\text{ОУ}}$ — суммарная масса объекта управления, поршня и штока.

Определение значений координат поршня, при достижении которых должны происходить переключения распределителей и соединенных с ними выхлопных дросселей, выполняется путем компьютерного моделирования. В результате анализа процессов изменения скорости движения поршня определяется значение координаты, соответствующее минимуму первой волны скорости при отсутствии средств торможения. В алгоритме управления предусмотрено, что при достижении этого значения выдается команда подключения первого дросселирующего элемента. Его пропускная способность уточняется с помощью компьютерного исследования. Если удастся получить привод, обладающий удовлетворительными свойствами, при одной ступени торможения, то процесс формирования привода заканчивается. В противном случае аналогичным образом, используя компьютерное моделирование, определяются значение координаты поршня и требуемая пропускная способность дросселя для осуществления второй ступени торможения. Если двух ступеней оказалось недостаточно для получения удовлетворительного процесса регулирования, то происходит дальнейшее усложнение исследуемой системы, вводится третья ступень и выполняется поиск условий выдачи команд переключения распределителей и пропускной способности дросселей. Процесс усложнения структуры привода и поиска его параметров продолжается до тех пор, пока не будет найден вариант, полностью удовлетворяющий предъявляемым к приводу требованиям. Такой путь способствует построению работоспособных приводов массивных объектов, обладающих минимальной технической сложностью.

Одним из характерных примеров электропневматических приводов массивных объектов управления являются приводы дверей транспортных средств. Рассмотрим задачу со следующими исходными данными: масса объекта управления 40 кг; сила сопротивления не более 60 Н; диаметр цилиндра 32 мм; ход поршня 600 мм; время перемещения объекта не более 2 с; давление питания 4 бар; установка цилиндра горизонтальная. Требуется плавно затормозить объект управления в конце хода без отскока при скорости в конце хода не более 32,5 мм/с.

Требуемая эффективная площадь проходного сечения $f_{\text{ЭД}}$ при сбросе сжатого воздуха, найденная по формуле (1), равна 1 мм². Пропускная способность дросселя на выхлопе $Q_{\text{НЛ.Д}}$ равна 80 Нл/мин. На основании результатов компьютерного моделирования определено значение координаты поршня, равное 520 мм, при достижении которого подключается дроссель первой ступени торможения. Результаты компьютерного моделирования (рис. 6) показывают, что характер процесса изменения скорости поршня во времени на оставшемся до крышки пути, равном 80 мм, существенно зависит от настройки дросселя.

С точки зрения создания системы, обладающей минимальной технической сложностью, наиболее удачным было бы решение с одним дросселем, при котором поршень завершит движение на первом минимуме второй волны колебаний скорости. Это возможно при пропускной способности дросселя 35 Нл/мин (рис. 6, б), однако значение скорости поршня в конце хода, равное 105 мм/с, значительно превышает допустимое значение.

Поэтому усложним систему, введя второй этап торможения. При этом установим пропускную способность первого дросселя, меньшую 35 Нл/мин и позволяющую, во-первых, получить следующий минимум скорости поршня (рис. 6, в) и, во-вторых, обеспечить возможность подключения дросселя второго этапа торможения. Путем проведения серии вычислительных экспериментов определена пропускная способность второго дросселя, равная 33 Нл/мин, и координата поршня, равная 589 мм, при достижении которой выдается команда на подключение дросселя второго этапа торможения.

При уточнении параметров привода важно обеспечить отсутствие ударов и отскоков. Исследование

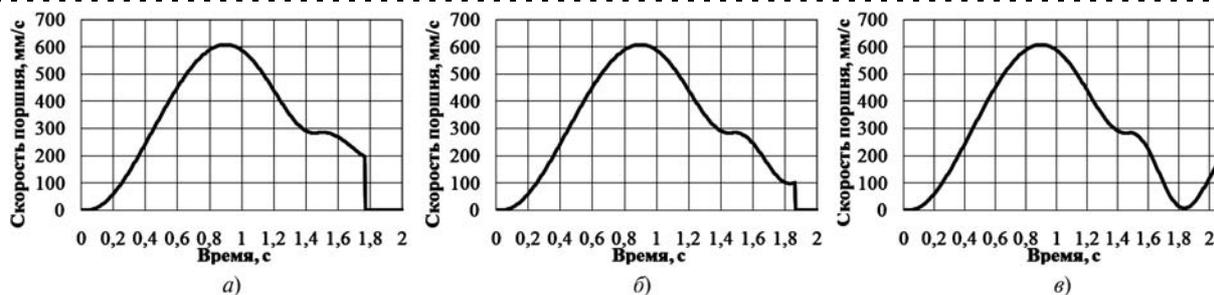


Рис. 6. Графики изменения скорости поршня при различной настройке дросселя: а) 45 Нл/мин; б) 35 Нл/мин; в) 25 Нл/мин

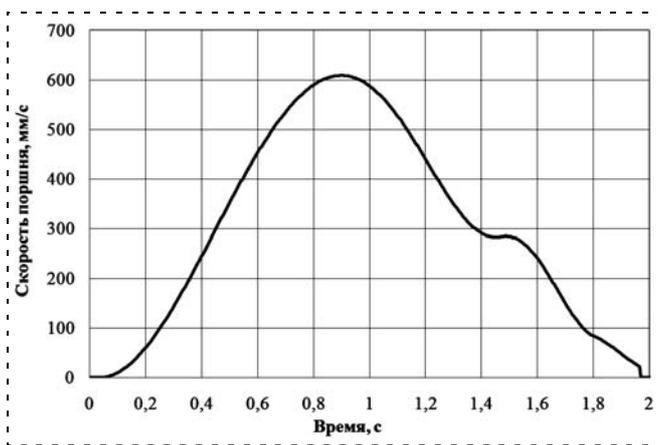


Рис. 7. График зависимости от времени скорости движения поршня синтезированного привода

динамических свойств приводов показало, что для устранения отскока целесообразно изменять значение координаты переключения распределителя, увеличивая значение оставшегося пути поршня до упора, или увеличивать пропускную способность второго дросселя. Для предотвращения удара предлагается изменять значение координаты переключения распределителя, уменьшая значение оставшегося пути поршня до упора, или снижать пропускную способность второго дросселя. На рис. 7 представлен процесс изменения скорости поршня синтезированного варианта быстродействующего привода, полученный при уменьшении пропускной способности второго дросселя до 9 Нл/мин. При этом скорость в конце хода, равная 21 мм/с, не превышает допустимого значения.

Таким образом, получен быстрый процесс перемещения массивного объекта практически без колебаний, удара и отскока с приемлемым значением скорости в конце хода.

Важно отметить, что метод построения электропневматических приводов массивных объектов, основанный на компьютерном моделировании, позволяет ускорить поиск рационального варианта аппаратных и программных средств привода и сделать безопасным процесс его настройки и ввода в эксплуатацию.

Эффективность предложенных структуры, алгоритма управления и метода синтеза подтверждены результатами проведенных экспериментальных исследований и положительным опытом их внедрения.

Выводы

1. В результате выполненных исследований выявлена актуальность проблемы создания мехатронных электропневматических приводов, обеспечивающих быстрое перемещение и плавную безударную остановку массивных механических объектов управления.

2. Установлено, что известные методы и средства торможения цикловых пневматических приво-

дов в конце хода поршня в большинстве случаев не могут полностью решить проблему создания быстродействующих электропневматических приводов массивных механических объектов.

3. Предложенные для решения поставленной задачи структура электропневматического привода на базе комплекса дискретных распределителей и дросселей, алгоритм компьютерного управления и методика синтеза, основанная на сочетании аналитических расчетов и компьютерного моделирования, в совокупности обеспечивают возможность создания быстродействующих приводов массивных механических объектов, обладающих высоким качеством процессов регулирования.

4. Предложенная процедура синтеза, рассматриваемая как эволюционный процесс последовательного усложнения анализируемых структур, позволяет формировать аппаратный состав и алгоритмы электропневматических приводов с дискретным компьютерным управлением, обладающие сложностью и стоимостью, адекватными решаемой задаче.

5. Результаты выполненных исследований могут служить основой для создания быстродействующих электропневматических приводов, управляющих движением массивных механических объектов управления, для широкого класса высокопроизводительных систем и технологических машин в упаковочной отрасли, на транспорте, в станкостроении и робототехнике.

Список литературы

1. Пневматические устройства и системы в машиностроении: Справочник / Е. В. Герц, А. И. Кудрявцев, О. В. Ложкин и др. Под общ. ред. Е. В. Герца. М.: Машиностроение, 1981. 408 с.
2. Наземцев А. С. Гидравлические и пневматические системы. Часть 1. Пневматические приводы и средства автоматизации: Учеб. пособие. М.: ФОРУМ, 2004. 240 с.
3. Илюхин Ю. В., Арфибян С. А. Расширение функциональных возможностей электропневматических следящих приводов с компьютерным управлением. Мехатроника, автоматизация, управление (МАУ 2009) // Матер. междунар. науч.-техн. конф. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009. С. 246–248.
4. Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С. Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30–34.
5. Герц Е. В., Крейнин Г. В. Расчет пневмоприводов: Справочное пособие. М.: Машиностроение, 1975.
6. Филипов И. Б. Тормозные устройства пневмоприводов. Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1987. 143 с.
7. Зайцев К. Н. Торможение и безударная остановка пневмоцилиндров // Новости приводной техники. 2005. № 4 (48).
8. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4–8.
9. Подураев Ю. В. Мехатроника: основы, методы, применение. М.: Машиностроение, 2007. 256 с.
10. Подураев Ю. В. Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50–53.
11. Илюхин Ю. В., Арфибян С. А. Применение компьютерного моделирования при проектировании мехатронных систем на базе электропневматических приводов // Тр. XVIII междунар. науч.-техн. конф. "Информационные средства и технологии". 21–23 октября 2010 г., Москва. В 3 т. Т. 2. М.: Издательский дом МЭИ.

Ю. В. Подураев, д-р техн. наук, проф.,
проректор по учебной работе, зав. каф.,
poduraev@stankin.ru,

Ю. В. Илюхин, д-р техн. наук, проф.,
il_uv178@mail.ru,

Московский государственный
технологический университет "СТАНКИН",

С. Ф. Яковлев, канд. техн. наук, директор,
yakovlev@stankin.ru,

А. В. Возжинский, инженер,
av.vozzhinskiy@stankin.ru,

Центр разработки робототехнических систем
Государственного инжинирингового центра МГТУ
"СТАНКИН"

Основные аспекты создания отечественных робототехнических комплексов лазерной сварки с адаптивной системой управления

Рассмотрена актуальная проблема развития российской промышленности — разработка и реализация робототехнических комплексов (РТК) лазерной сварки, построенных с применением отечественных компонентов. Обсуждается создание отечественного РТК лазерной сварки (НИОКР "Лазерсварка") в МГТУ "СТАНКИН" по заданию Министерства промышленности и торговли РФ в рамках федеральной целевой программы "Национальная технологическая база", реализуемой в 2007—2011 гг.

Ключевые слова: роботизированный комплекс для лазерной сварки, промышленный робот, манипулятор, лазерная сварка, система адаптивного управления

Использование промышленных роботов для осуществления процесса лазерной сварки

Лазерная сварка представляет собой перспективный высокопроизводительный вид сварки, характеризующийся высокой прочностью сварных соединений и малыми остаточными напряжениями, обусловленными незначительной зоной термического влияния. Роботизированная лазерная сварка наиболее эффективна при сварке сложных пространственных конструкций из тонкого металлического листа толщиной до 1,5 мм, поскольку такую операцию невозможно осуществить вручную.

Промышленные роботы (ПР), применяемые в составе робототехнических комплексов (РТК), обеспечивают движение лазерной головки по заданной траектории вдоль стыка свариваемых деталей. В зависимости от мощности лазера, толщины и материала свариваемых деталей робот должен обеспечить контурную скорость движения лазерной головки от 5 до 100 мм/с. Допустимое отклонение от желаемой траектории движения составляет 0,1...0,5 мм. При характерной для лазерной сварки высокой

концентрации энергии, достигающей 106 Вт/мм², обеспечивается минимальная ширина шва порядка 0,5 мм и возможность сваривать различные материалы большой толщины с узкой зоной проплавления [1].

В настоящее время за рубежом применяются ПР, имеющие различные кинематические схемы, — порталные роботы, роботы типа SCARA, роботы с параллельной кинематикой, но для осуществления технологического процесса лазерной сварки, как правило, применяют ПР с шестикоординатным антропоморфным манипулятором. Следует отметить, что для качественной лазерной сварки пространственных стыков ПР должен обеспечить не только движение лазерной головки в декартовом пространстве, но и согласованное изменение ее ориентации относительно стыка [2].

Примером РТК лазерной сварки может служить комплекс, разработанный лазерным инновационно-технологическим центром (ЛИТЦ). Данный РТК (рис. 1) предназначен для сварки и термоупрочнения (деталей, материалов) и состоит из

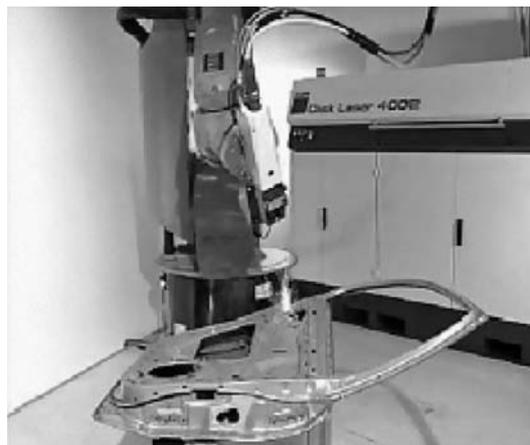


Рис. 1. РТК лазерной сварки на базе ПР Kuka KR-125

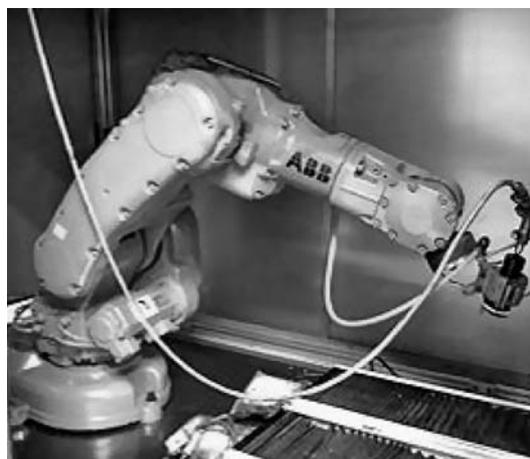


Рис. 2. РТК лазерной сварки на базе ПР ABB IRB 140

ПР Kuka KR-125, твердотельного лазера TRUMPF HL 4006D с ламповой накачкой мощностью 4 кВт, системы охлаждения и системы обеспечения циркуляции охлаждающей воды. РТК позволяет выполнять двух- и трехмерную сварку различных металлов с высокой точностью [3].

На рис. 2 представлен подобный РТК на базе ПР ABB IRB 140.

Стоит отметить также, что на базе ПР ведущих фирм-производителей (Kuka, ABB, Fanuc, Kawasaki и пр.) существует широкий спектр РТК лазерной сварки.

Технические требования и состав РТК лазерной сварки

В соответствии с требованиями ТЗ на НИОКР "Лазерсварка" разработан РТК лазерной сварки сложных пространственных конструкций из тонкого металлического листа. Особенности созданного образца РТК: отечественный антропоморфный промышленный робот с шестью степенями подвижности, оснащенный адаптивной системой управления и обладающий зоной обработки $2000 \times 2000 \times 1000$ мм; возможность лазерной сварки объемных конструкций из металлического листа толщиной до 0,5 мм со скоростью до 150 мм/с; универсальная система базирования объемных конструкций из металлического листа; себестоимость образца при серийном производстве ориентировочно на 25 % ниже отпускной цены на российском рынке зарубежных аналогов с близкими техническими характеристиками. Габаритные размеры РТК лазерной сварки: $4920 \times 3280 \times 1700$ мм [4].

В ходе выполнения НИОКР "Лазерсварка" на основании анализа номенклатуры свариваемых изделий и особенностей технологии лазерной сварки были реализованы наиболее важные технические требования к ПР РТК лазерной сварки, в частности к манипулятору ПР [1], представленные ниже:

Номинальная грузоподъемность, кг	20
Дополнительная нагрузка на третье звено, не более, кг	35
Число степеней подвижности.	6
Тип кинематики.	Антропоморфная
Максимальный вылет манипулятора от первой оси, не менее, мм	2000
Максимальная погрешность позиционирования, мм	$\pm 0,1$
Тип фланца инструмента	DIN/ISO 9409-1-A100

С учетом сформулированных требований разработан шестистепенный манипулятор ПР (рис. 3), предназначенный для выполнения прецизионной лазерной сварки в составе упомянутого выше РТК.

Выделим основные, с точки зрения эксплуатационных качеств и технических особенностей, составляющие РТК — манипулятор ПР (рис. 4) и система управления ПР.

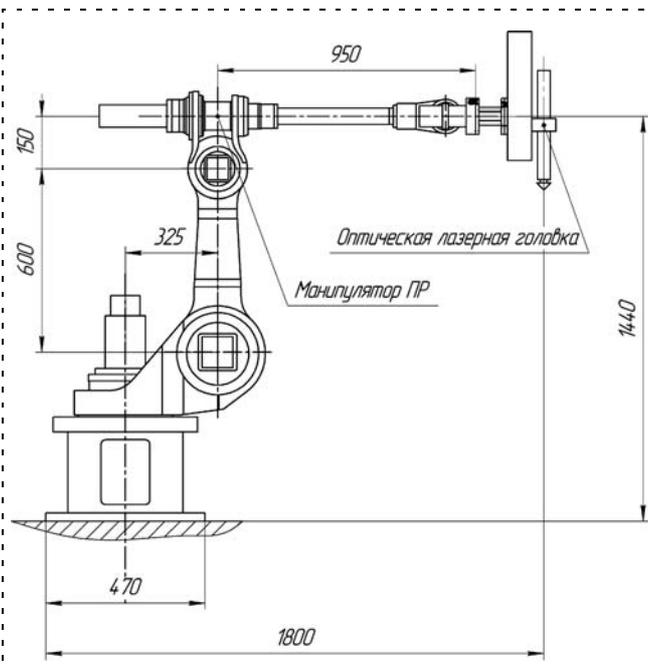


Рис. 3. Манипулятор, входящий в состав РТК лазерной сварки



Рис. 4. Манипулятор, разработанный в рамках НИОКР "Лазерсварка"

♦ **Манипулятор ПР РТК лазерной сварки.** Для точного выполнения криволинейных сварных швов, которые свойственны изделиям, подлежащим лазерной сварке, жесткость редукторов и звеньев манипулятора ПР должна быть достаточно высока и согласована со значением показателя добротности D_A по ускорению (2) [5, 6], используемого для оценки сложности желаемых движений лазерной головки. Собственные частоты механических подсистем $\omega_{01}, \omega_{02}, \dots, \omega_{0N}$ не должны быть меньше граничного

$$\omega_{0,гр} = 1,225 \sqrt{D_A}; \quad (1)$$

$$D_A = \frac{V_{max}^2}{\delta_{т.доп} R_{min}}, \quad (2)$$

причем V_{max} — максимальное значение контурной скорости, необходимое для реализации лазерной сварки; R_{min} — минимальный допустимый радиус дуги окружности как модели участка траектории; $\delta_{т.доп}$ — допустимое отклонение рабочего органа (РО) от заданной траектории. Величина $\delta_{т.доп}$ составляет заданную часть, например, половину от общей допустимой погрешности $\delta_{доп}$. В частности, для получения погрешности, не превышающей 0,2 мм при $V_{max} = 100$ мм/с и $R_{min} = 100$ мм, должно выполняться условие $\min(\omega_{01}, \omega_{02}, \dots, \omega_{0N}) \geq 27,4$ с⁻¹.

♦ **Система программно-адаптивного управления ПР РТК лазерной сварки.** Для обеспечения высокой точности и производительности лазерной сварки система управления РТК должна представлять собой комбинацию систем программного и адаптивного управления. Система программного управления включает в себя построенный на основе быстродействующей управляющей ЭВМ формирователь задающих воздействий и комплекс следящих приводов робота [7]. Система адаптивного управления включает в себя датчик адаптации, формирователь корректирующих воздействий и комплекс следящих приводов робота. Эта система служит для обнаружения стыка, измерения фактического расстояния от среза лазерной головки до середины стыка свариваемых деталей и отклонения середины стыка свариваемых деталей от начала системы координат в поле зрения датчика адаптации, представляющего собой компьютеризированную систему технического зрения. На основании полученных данных система адаптивного управления формирует корректирующие воздействия, которые добавляются к задающим воздействиям, сформированным системой программного управления. Тем самым повышается точность управления лазерным лучом при сварке.

Для построения высокоэффективных систем управления ПР, использующих технологический лазер в качестве инструмента, устанавливаемого на фланце манипулятора ПР, применена концепция построения минимально сложных технологически достаточных систем управления движением

РО ПР [5, 8]. Такая концепция оказывается наиболее эффективной в случае, когда к создаваемой системе предъявляются жесткие требования к высокой точности реализуемых системой исполнительных движений лазерной головки при ограничении ее сложности, что вызвано стремлением получить не только надежную, но и недорогую систему. Удовлетворить этим противоречивым требованиям позволяет современный мехатронный подход [9, 10] к построению таких систем, предполагающий широкое использование компьютерного управления. В результате проектирования определены структура и значения параметров системы, которые гарантируют, что фактическое максимальное отклонение РО от заданной траектории $\delta_{РО}$ не превысит заданную допустимую величину $\delta_{доп}$.

Особенности системы адаптивного управления для РТК лазерной сварки

Для повышения точности выполнения лазерной сварки в условиях возможного отклонения реального стыка свариваемых деталей от его заранее сформированной программной модели в рамках выполнения НИОКР "Лазерсварка" была разработана система адаптивного управления (САУ), основные технические характеристики которой представлены ниже.

Погрешность измерения трехмерных координат стыка, мм.	До 0,05 в направлении визирования датчика, до 0,025 в перпендикулярном направлении
Частота выдачи координат стыка, Гц	300
Расстояние от начала поля зрения датчика стыка до точки обработки, мм	30
Поле зрения датчика стыка, мм	30
Высота съемки, мм.	200...300
Возможная скорость перемещения САУ вместе с лазерной головкой, мм/с	От 5 до 150
Число используемых подсветов	2—5

САУ предназначена для автоматического вычисления в режиме реального времени координат стыка свариваемых деталей и передачи их по каналу связи Ethernet в систему управления робота [1] для устранения отклонений. САУ, имеющая бесконтактный датчик координат стыка, прошла испытания в составе РТК [1], содержащего робот фирмы KUKA Roboter GmbH. Датчик координат стыка перемещается роботом вместе с лазерной головкой, служит для определения трех декартовых координат стыка, выдает данные с частотой 300 Гц и обладает высоким классом защиты [1], соответствующим условиям промышленного применения.

САУ (рис. 5) состоит из высокоскоростной видеокамеры в защитном кожухе, устройства подсвета (лазер-генераторы), корпуса бесконтактного датчика, устройства вычисления координат стыка с контроллером для выдачи результатов измерений и

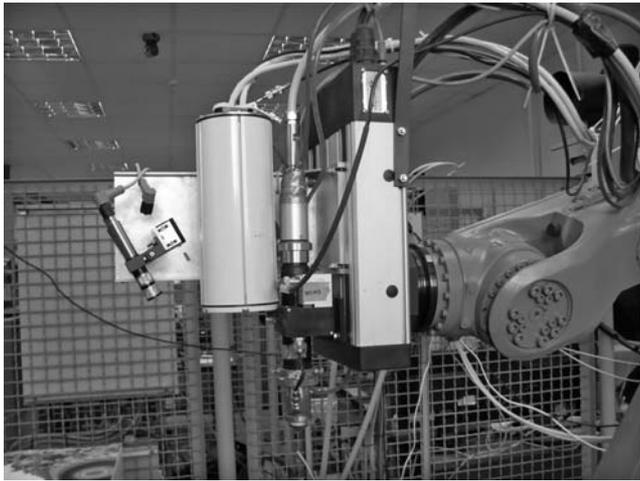


Рис. 5. САУ с лазерной головкой, смонтированная на фланце робота

Зависимость погрешности от скорости движения лазерной головки и параметров стыка

Контурная скорость V , мм/с	5	10	5	10	20	50	20	50	100
Период L , мм	100	100	200	200	100	100	200	200	200
Амплитуда отклонения A , мм	4	2	8	4	1	0,4	2	0,8	0,4
Ошибка δ , мкм	30	30	30	30	30	30	30	30	30

калибровочным модулем, кабелей передачи данных и питания для видеокамеры.

Точность движений лазерной головки при использовании САУ можно оценить следующим образом. Из соображений устойчивости и качества процессов регулирования разомкнутый контур регулирования положения лазерной головки в системе адаптации должен иметь частоту среза $\omega_{СА}$ примерно в три раза меньше, чем частоты среза следующих приводов робота.

Отметим, что при применении приводов с широтно-импульсным регулированием токов в фазных обмотках с частотой ШИМ 20 кГц и при частоте квантования по времени в контуре регулирования положения не менее 300 Гц частота среза разомкнутого следящего привода составляет 120 с^{-1} . Поэтому обеспечена частота среза $\omega_{СА} = 40 \text{ с}^{-1}$ и частота квантования сигналов, формируемых датчиком системы адаптации, не менее 300 Гц.

Будем считать, что реальное положение стыка свариваемых деталей отклоняется от программной траектории и изменяется по гармоническому закону с амплитудой A и периодом L . Связь погрешности δ , возникающей при работе системы адаптации, с контурной скоростью движения рабочего органа V и величинами A и L характеризуется зависимостью

$$\frac{VA}{L} = \frac{\omega_{СА} \delta}{2\pi} \quad (3)$$

Приведенные в таблице результаты расчетов свидетельствуют о возможности отслеживания лазерной головкой стыка с погрешностью не более 30 мкм при наличии САУ и $\omega_{СА} = 40 \text{ с}^{-1}$.

Перспективы применения и развития отечественных РТК

Учитывая характеристики разработанного РТК лазерной сварки, можно утверждать, что он будет востребован предприятиями оборонно-промышленного, авиакосмического, судостроительного, автомобилестроительного и энергомашиностроительного комплексов [3]. Применение этого РТК возможно в ходе производства широкого спектра изделий из различных материалов, подвергаемых сварке, и имеющих сложную пространственную конфигурацию.

Анализ ситуации по созданию РТК позволяет прогнозировать, что развитие отечественной промышленной робототехники в целом возможно по пути создания:

- специализированных РТК, обеспечивающих выполнение конкретного технологического процесса;
- многофункциональных РТК, обеспечивающих выполнение нескольких технологических процессов путем автоматической или ручной переналадки;
- РТК, обеспечивающих ремонт или воспроизводство аналогичных РТК.

Выводы

1. В рамках НИОКР "Лазерсварка" создан РТК, который позволяет за счет модульной унифицированной конструкции, применения адаптивной системы управления со встроенным датчиком контроля стыка, высокоэффективного лазерного оборудования обеспечить заданные показатели РТК, необходимые для качественной и высокопроизводительной лазерной сварки деталей из тонколистовых материалов.

2. При создании РТК лазерной сварки использованы отечественные комплектующие изделия и оригинальные программно-алгоритмические решения, решен вопрос импортозамещения в области изготовления сложных сварных конструкций из тонкого металлического листа, что создает необходимую основу создания современной отечественной технологической базы и снижает зависимость от импортных компонентов.

Список литературы

1. **Научно-технические** отчеты по 1–5 этапам НИОКР "Разработка роботизированного комплекса для лазерной сварки сложных пространственных конструкций из тонкого металлического листа", шифр "Лазерсварка".
2. **Шевелева Г. И., Волков А. Э., Медведев В. И.** Программный комплекс для подготовки производства спирально-кони-

ческих зубчатых передач // Вестник машиностроения. 2005. № 9. С. 6—14.

3. **Интернет-сайт** Лазерного инновационно-технологического центра URL: <http://mlitc.ru/kompleks-lazernoy-svarki>

4. **Мартинов Г. М., Пушков Р. Л.** Построение инструментария отладки управляющих программ систем ЧПУ на языках высокого уровня // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2008. № 11. С. 19—24.

5. **Илюхин Ю. В.** Синергетический (мехатронный) подход к проектированию систем управления технологических роботов // Мехатроника. № 2. 2000. С. 7—12.

6. **Илюхин Ю. В.** Реализация мехатронного подхода при построении систем компьютерного управления комплексов лазер-

ной и плазменной резки // Мехатроника, автоматизация, управление. № 10. 2005. С. 45—50.

7. **Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С.** Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30—34.

8. **Григорьев С. Н., Мартинов Г. М.** Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованной техникой // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.

9. **Подураев Ю. В.** Мехатроника: основы, методы, применение. М.: Машиностроение, 2006. 256 с.

10. **Подураев Ю. В.** Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50—53.

УДК 621.3.016.35:621.865-8

И. Г. Фархатдинов, аспирант,

ildar.info@gmail.com,

Ю. В. Подураев, д-р техн. наук, проф.,

проректор, зав. каф.,

poduraev@stankin.ru,

Московский государственный

технологический университет "СТАНКИН"

Об устойчивости системы двустороннего действия в дистанционном управлении мобильным роботом

Исследована устойчивость дистанционного управления мобильным роботом с применением системы двустороннего действия. Усилия вычисляются на основании расстояний от робота до препятствий в среде, в которой перемещается мобильный робот. Для повышения точности и качества управления движением робота предложена система отражения усилий с переменным коэффициентом обратной связи, зависящим от скорости мобильного робота. Для исследования устойчивости построены математические модели, описывающие динамику задающего устройства и мобильного робота. Устойчивость исследована методом Гурвица для случая постоянного коэффициента отражения усилий и методом функций Ляпунова для случая с переменным коэффициентом отражения усилий. Дополнительно проведен анализ семейства фазовых траекторий системы для различных коэффициентов обратной связи, который показал, что система дистанционного управления мобильным роботом является устойчивой вне зависимости от коэффициента отражения усилий.

Ключевые слова: дистанционное управление, мобильный робот, человеко-машинный интерфейс, устойчивость, отражение усилий

Модель системы дистанционного управления мобильным роботом

Проблемы, связанные с разработкой систем двустороннего дистанционного управления, широко освещены в отечественной научной литературе [1—3]. Однако вопросы применения систем двустороннего дистанционного управления мобильными

ми робототехническими комплексами мало изучены и практически не представлены в отечественных публикациях. В зарубежных публикациях последних лет часто поднимаются вопросы применения систем двустороннего действия с отражением усилий [4—6]. Основным направлением исследования является разработка одновременно эффективных и безопасных человеко-машинных интерфейсов, обеспечивающих человека-оператора оптимальным набором информации и методами управления мобильным роботом для успешного выполнения поставленных задач.

При дистанционном управлении мобильным роботом человек-оператор управляет линейной и угловой скоростями мобильного робота посредством изменения положения рукоятки задающего устройства. На рис. 1, а показана схема такой системы. Датчики дистанции на мобильном роботе измеряют расстояние до ближайших препятствий, и информация о препятствиях отображается с помощью системы отражения усилий на задающем устройстве, что помогает оператору избежать столкновения робота с объектами удаленной среды. В работе [7] было экспериментально показано, что система отражения усилий помогает оператору управлять мобильным роботом и обеспечивает перемещение в удаленном пространстве без столкновений с препятствиями. Подробно системы дистанционного управления мобильными роботами были описаны в работах [8, 9].

Рассмотрим модель системы дистанционного управления мобильным роботом с отражением усилий на основании измеренного расстояния между роботом и объектами среды. Для начала будем считать коэффициент обратной связи по силе постоянным. В структуре модели имеем три объекта: модель руки человека-оператора, модель активного задающего устройства и модель мобильного робота. Так как рука оператора механически связана с задающим устройством, то динамика системы будет описана двумя дифференциальными уравнениями второго порядка. Для описания взаимодействия

человека-оператора с задающим устройством имеем:

$$(m_h + m_m)\ddot{x}_m + (b_m + b_h)\dot{x}_m + (k_m + k_h)x_m = \tau_h - \tau_m, \quad (1)$$

где m_h, b_h, k_h — масса, коэффициент вязкого трения и упругость руки оператора; m_m, b_m, k_m — масса, коэффициент вязкого трения и упругость механизмов задающего устройства соответственно; x_m — положение задающего устройства; τ_h — сила, вызванная работой мышц руки оператора; τ_m — сила, развиваемая двигателем задающего устройства и отражаемая на нем для дистанционного управления оператором. Отражаемое усилие τ_m вычисляется на основании расстояния между мобильным роботом и объектами среды:

$$\tau_m = \begin{cases} k_e(r_o - r), & r < r_o; \\ 0, & r \geq r_o, \end{cases} \quad (2)$$

где r — расстояние между мобильным роботом и препятствием, r_o — фиксированное расстояние, определяющее зону вокруг препятствия, внутри которой происходит генерация отражаемых усилий τ_m (рис. 1, б); k_e — жесткость (коэффициент) обратной связи. Расстояние между мобильным роботом и препятствием можно представить в виде

$$r = x_o - x_r, \quad (3)$$

где x_r — положение мобильного робота, x_o — положение препятствия. Положение мобильного робота определяется следующим уравнением динамики:

$$m_r\ddot{x}_r + b_r\dot{x}_r = u, \quad (4)$$

где m_r, b_r — масса, коэффициент вязкого трения мобильного робота; u — сила, вызванная работой приводов робота. В рассматриваемой системе используется позиционно-скоростной режим дистанционного управления, т. е. желаемая скорость мобильного робота прямо пропорциональна положению на задающем устройстве. Тогда простой пропорциональный регулятор скорости робота будет иметь вид:

$$u = k_p(k_V x_m - \dot{x}_r), \quad (5)$$

где k_p — пропорциональный коэффициент регулятора; k_V — коэффициент пропорциональности между положением на задающем устройстве и скоростью мобильного робота.

Для приведения уравнений (1), (2), (4) и (5) к единой системе подставим (3) в (2):

$$\tau_m = \begin{cases} k_c(r_o - x_o + x_r), & x_o - x_r < r_o; \\ 0, & x_o - x_r \geq r_o. \end{cases} \quad (6)$$

При этом в модели важно учитывать следующие обязательные условия: $x_o \geq x_r$ (робот не может находиться за препятствием, если он движется к нему); $r_o > 0$ (расстояние не может быть отрицательным).

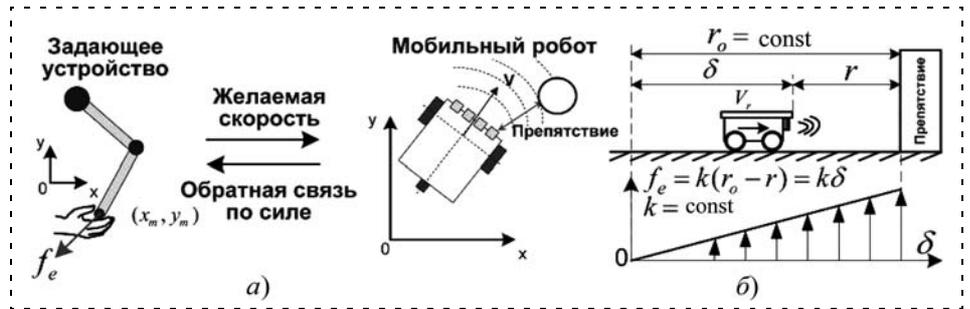


Рис. 1. Схема задающего устройства и мобильного робота при дистанционном управлении, вид сверху (а); традиционная схема вычисления усилий (б)

Невыполнение этих условий приводит к потере физического смысла.

Введем новое обозначение:

$$y \equiv r_o - x_o + x_r. \quad (7)$$

С учетом нового обозначения получим следующую систему дифференциальных уравнений:

$$(m_h + m_m)\ddot{x}_m + (b_m + b_h)\dot{x}_m + (k_m + k_h)x_m = \tau_h - \tau_m; \quad (8)$$

$$m_r\ddot{y} + b_r\dot{y} = k_p k_V x_m - k_p \dot{y}.$$

В системе отражаемая на задающем устройстве сила τ_m согласно определению (6) и (7) не может быть отрицательной. В случаях, когда $\tau_m = 0$, мобильный робот находится вне зоны препятствия, вероятность столкновения мобильного робота мала и поэтому нет необходимости отражать соответствующие усилия оператору. Далее будем рассматривать случай, когда мобильный робот всегда находится внутри зоны препятствия, определяемой расстоянием r_o , и при этом $y > 0$. Кроме того, будем считать, что при дистанционном управлении человек-оператор намеренно не приводит систему к неустойчивому состоянию, т. е. будем исследовать устойчивость системы в случае, когда система автономна ($\tau_h = 0$). Будем полагать, что система, устойчивая в отсутствие человека-оператора, будет устойчивой независимо от оператора. Введем пространство состояний:

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_m \\ \dot{x}_m \\ y \\ \dot{y} \end{pmatrix}. \quad (9)$$

Тогда получим линейную систему

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -a_1 & -a_2 & -a_3 k_e & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ b_1 & 0 & 0 & -b_4 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{pmatrix}, \quad (10)$$

где введены следующие обозначения:

$$a_1 \equiv \frac{k_m + k_h}{m_m + m_h} > 0, \quad a_2 \equiv \frac{b_m + b_h}{m_m + m_h} > 0, \quad a_3 \equiv \frac{1}{m_m + m_h} > 0,$$

$$b_1 \equiv \frac{k_p k_V}{m_r} > 0, \quad b_4 \equiv \frac{b_r + k_p}{m_r} > 0.$$

Устойчивость линейной модели с постоянным коэффициентом отражения усилий

Критерий Гурвица для системы (10) определяет следующий диапазон устойчивости для значений коэффициента обратной связи k_e :

$$0 \leq k_e < \frac{a_1 b_4 ((a_2 + b_4)(a_1 + a_2 b_4) - a_1 b_4)}{(a_2 + b_4)^2 b_1 a_3}. \quad (11)$$

Далее рассмотрим модель дистанционного управления, в которой будем пренебрегать динамикой мобильного робота. Будем считать, что управление скоростью мобильного робота осуществляется идеально, и динамическая ошибка управления по скорости пренебрежимо мала. Тогда система (10) может быть переписана в виде одного дифференциально-интегрального уравнения

$$\ddot{x}_m = -a_2 \dot{x}_m - a_1 x_m - a_3 k_e (r_o - x_o + k_V \int x_m dt). \quad (12)$$

В (12) было учтено, что скорость мобильного робота пропорциональна положению задающего устройства, и, следовательно, положение мобильного робота пропорционально интегралу положения задающего устройства:

$$x_r = k_V \int x_m dt + x_r(0); \quad (13)$$

$$x_r(0) = 0.$$

Введем новое пространство состояний:

$$\begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{r_o - x_o}{k_V} + \int x_m dt \\ x_m \\ \dot{x}_m \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Тогда уравнения состояния динамики системы запишутся в виде

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -a_3 k_e k_V & -a_1 & -a_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{pmatrix}. \quad (15)$$

Критерий Гурвица определяет следующий диапазон устойчивости для коэффициента k_e :

$$0 \leq k_e < \frac{a_1 a_2}{a_3 k_V}. \quad (16)$$

В результате получено два условия устойчивости (11) и (16), определяющие допустимые значения для коэффициента k_e . Однако системы (10) и

(15) не являются в полной мере линейными системами, так как отражение усилий происходит только тогда, когда мобильный робот находится внутри зоны препятствия согласно определению (2). Поэтому использование метода Гурвица не является абсолютно корректным. Тем не менее, полученные условия устойчивости позволяют определить параметры системы, которые непосредственно ограничивают значения коэффициента отражения усилий k_e . Согласно (11) и (16) можно сказать, что максимально допустимое значение коэффициента k_e пропорционально упругости задающего устройства k_m и обратно пропорционально коэффициенту масштабирования k_V .

Устойчивость нелинейной модели с переменным коэффициентом отражения усилий

В работе [9] было предложено использовать переменный коэффициент отражения усилий, что позволило добиться более точного и удобного дистанционного управления мобильным роботом (МР), в отличие от систем отражения усилий с постоянным коэффициентом. Кратко опишем модель системы дистанционного управления МР, в которой коэффициент обратной связи по силе зависит от скорости сближения МР с препятствием:

$$k^* = \begin{cases} k_{\min}, & \frac{dr}{dt} \geq 0; \\ \frac{1}{\gamma} (k_{\max} - k_{\min}) \frac{dr}{dt} + k_{\min}, & -\gamma < \frac{dr}{dt} < 0; \\ k_{\max}, & \frac{dr}{dt} \leq -\gamma, \end{cases} \quad (17)$$

где k_{\min} и k_{\max} — минимальное и максимальное значения коэффициента обратной связи; γ — контрольное значение скорости МР относительно препятствия. Если производная измеренного расстояния между МР и препятствием положительная, то это означает, что робот удаляется от препятствия. В этом случае соответствующее усилие отражается на задающем устройстве с минимальным коэффициентом обратной связи. Если dr/dt меньше $-\gamma$, то это означает, что МР приближается к препятствию со скоростью, превышающей γ . Такую ситуацию мы считаем потенциально опасной, и поэтому соответствующее усилие на задающее устройство будет отражено с максимальным коэффициентом обратной связи. Если значение dr/dt лежит в промежутке от $-\gamma$ до 0, то коэффициент обратной связи будет в прямо пропорциональной зависимости от dr/dt . В [10] было описано экспериментальное исследование дистанционного управления с переменным коэффициентом отражения усилий, которое показало, что предложенный метод повышает точность управления положением робота вблизи препятствий.

Для анализа устойчивости будем считать, что препятствия являются стационарными объектами,



Рис. 2. Коэффициент обратной связи зависит от производной расстояния r

тогда коэффициент обратной связи будет зависеть только от собственной скорости МР $dx_r/dt = dr/dt$

(рис. 2). Обозначим $\alpha \equiv \frac{k_{\max}}{\gamma}$ и будем считать $k_{\min} = 0$, т. е. усилия не будут отражаться в случае, если МР удаляется от препятствия. С учетом переменного коэффициента обратной связи система (10) для случая, когда робот приближается к препятствию на скоростях, не превышающих γ , будет записана в виде

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_2 \\ -a_1 x_1 - a_2 x_2 - a_3 \alpha x_4 x_3 \\ x_4 \\ b_1 x_1 - b_4 x_4 \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Система третьего порядка (15) для переменного коэффициента k_e будет записана в виде

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} z_2 \\ z_3 \\ -a_2 z_3 - a_1 z_2 - a_3 \alpha k_V^2 z_1 z_2 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

Полученную систему (19) рассмотрим как модель динамики тела единичной массы, положение которого описывает переменная z_1 , а скорости соответствует z_2 . На тело действует сила z_3 , о которой нам известен закон изменения ее производной по времени:

$$\begin{aligned} \ddot{z}_1 &= z_3; \\ \dot{z}_3 &= -a_2 z_3 - a_1 z_2 - a_3 \alpha k_V^2 z_1 z_2. \end{aligned} \quad (20)$$

Проинтегрируем \dot{z}_3 по времени:

$$\begin{aligned} z_3 &= \int \dot{z}_3 dt = -a_2 \int z_3 dt - a_1 \int z_2 dt - a_3 \alpha k_V^2 \int z_1 z_2 dt = \\ &= -a_2 \int \frac{dz_2}{dt} dt - a_1 \int \frac{dz_1}{dt} dt - a_3 \alpha k_V^2 \int z_1 \frac{dz_1}{dt} dt = \\ &= -a_2 z_1 - a_1 z_1 - a_3 \alpha k_V^2 \frac{z_1^2}{2}. \end{aligned} \quad (21)$$

Тогда система третьего порядка (19) преобразуется в систему второго порядка:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} z_2 \\ -a_2 z_2 - a_1 z_1 - a_3 \alpha k_V^2 \frac{z_1^2}{2} \end{pmatrix}. \quad (22)$$

Полученная система представляет собой систему с квадратичной нелинейностью. С учетом того, что z_1 по физическому смыслу является расстоянием от МР до препятствия, т. е. не может являться отрицательной величиной, выберем следующую функцию Ляпунова:

$$V = \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{a_1}{2} z_1^2 + \frac{a_3 \alpha k_V^2}{6} z_1^3 \quad (23)$$

и покажем, что ее производная по времени будет отрицательной независимо от параметров системы:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= z_2 \left(-a_2 z_2 - a_1 z_1 - a_3 \alpha k_V^2 \frac{z_1^2}{2} \right) + \\ &+ a_1 z_1 z_2 + \frac{a_3 \alpha k_V^2}{2} z_1^2 z_2 = -a_2 z_2^2 < 0. \end{aligned} \quad (24)$$

Отрицательность производной говорит о том, что система (22) является устойчивой по Ляпунову. Для подтверждения полученных аналитических результатов проведем численное исследование моделей методом построения фазовых траекторий.

Исследование устойчивости методом фазовых траекторий

Проведен анализ устойчивости описанных выше моделей методом построения семейства фазовых траекторий. Были построены фазовые траектории, описывающие поведение задающего устройства и МР при заданных начальных условиях. При этом исследовано поведение автономной системы без участия человека-оператора. МР был неподвижен и находился на расстоянии 1 м от препятствия. Задающее устройство было отклонено на 10 см, что впоследствии приводило МР в движение в сторону препятствия, в результате чего на задающем устройстве отражались усилия. Во всех случаях были построены семейства фазовых траекторий, которые соответствовали различным коэффициентам обратной связи k_e для линейного случая (k_e изменялся от 0 до 20 Н/м с шагом 2 Н/м). Для нелинейного случая семейства траекторий соответствовали различным значениям коэффициента α (коэффициент α изменялся от 0 до 7 Н·м/с). Для численного построения фазовых траекторий использовали следующие значения параметров: $m_h = 2$ кг, $b_h = 2$ Н·с/м, $k_h = 10$ Н/м, $m_m = 1$ кг, $b_m = 0,05$ Н·с/м, $k_m = 10$ Н/м, $k_V = 0,3$ с⁻¹, $C_s = 30$ Н·с/м, $m_s = 20$ кг, $b_s = 1$ Н·с/м, $C_h = 7$ Н/м, $x_{obst} = 1,2$ м, $x_{des} = 1,1$ м, $r_0 = 1$ м.

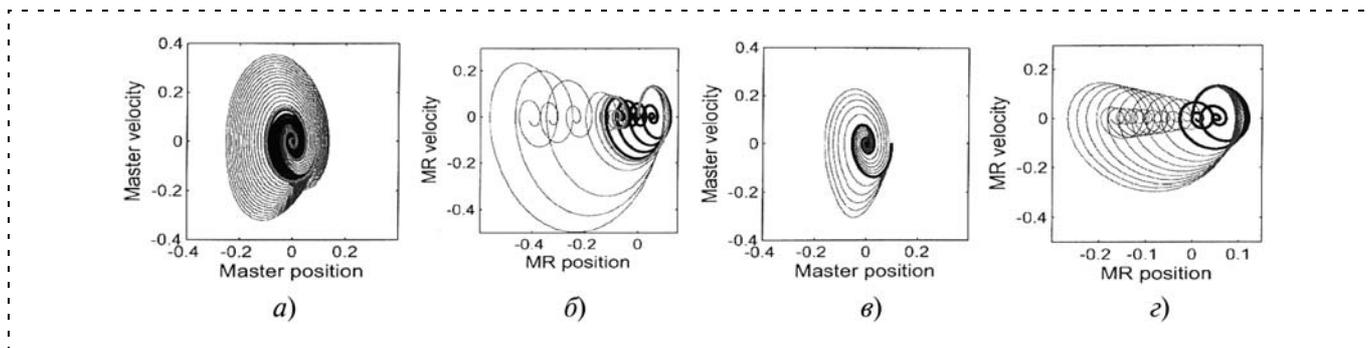


Рис. 3. Семейства фазовых траекторий для модели четвертого порядка

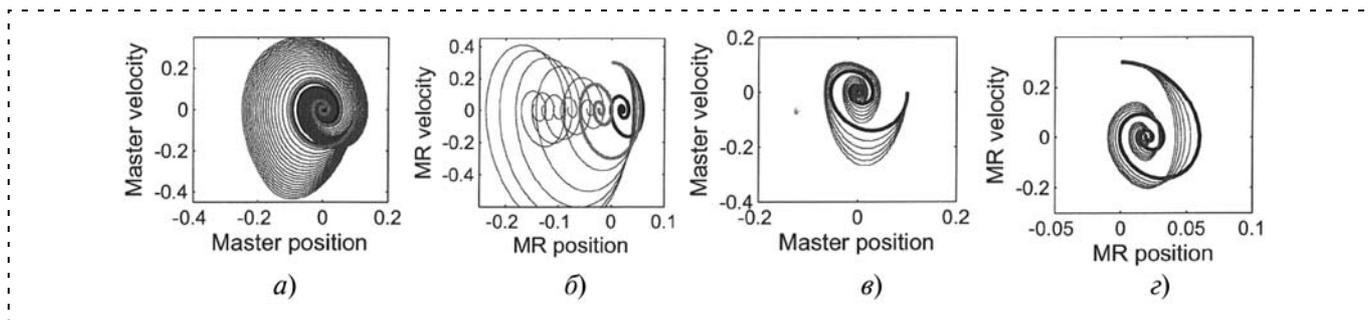


Рис. 4. Семейства фазовых траекторий для модели третьего порядка

На рис. 3 показаны семейства траекторий для модели четвертого порядка с постоянным (3, а, б) и переменными коэффициентами (3, в, г) отражения усилий. Как видно из рис. 3, а, в случае постоянного коэффициента k_e задающее устройство, имеющее ненулевое начальное положение, возвращается в нулевое положение, в то время как МР перемещается из начального положения в некоторое положение вне области активации системы отражения усилий и в результате удаляется от препятствия (рис. 3, б). Конечное положение МР зависит от коэффициента k_e . Чем больше k_e , тем дальше робот удаляется от препятствия, так как большое значение коэффициента k_e приводит к большим отклонениям МР и, следовательно, к большим значениям скорости МР. Полученные фазовые траекто-

рии являются ограниченными, скорости задающего устройства и МР сходятся в ноль, что говорит об устойчивости системы в целом вне зависимости от коэффициента отражения усилий. Аналогичное заключение можно дать и о семействе фазовых траекторий для системы четвертого порядка с переменным коэффициентом обратной связи (рис. 3, в, г). Важно отметить, что максимальные отклонения положений и скоростей задающего устройства и МР существенно меньше в случае переменного коэффициента обратной связи по силе, что говорит о более устойчивом характере поведения системы.

На рис. 4 показаны семейства траекторий для модели третьего порядка с постоянным (4, а, б) и переменными коэффициентами отражения усилий (4, в, г). Поведение системы аналогично поведению системы четвертого порядка. Однако начальная скорость МР является ненулевой ввиду исключения его динамики из модели. Тем не менее, система также является устойчивой для линейных и нелинейных случаев.

На рис. 5 показано семейство фазовых траекторий для модели второго порядка (нелинейная модель с переменным коэффициентом обратной связи). Как видно, независимо от значения коэффициента α система сходится в нуль, т. е. является устойчивой, что подтверждает анализ устойчивости по Ляпунову. Кроме того, поведение фазовой траектории МР в модели второго порядка соответствует поведению фазовой траектории аналогичной модели третьего порядка (рис. 4, г), что позволяет говорить о корректности аналитического преобразования (21), позволившего понизить порядок системы.

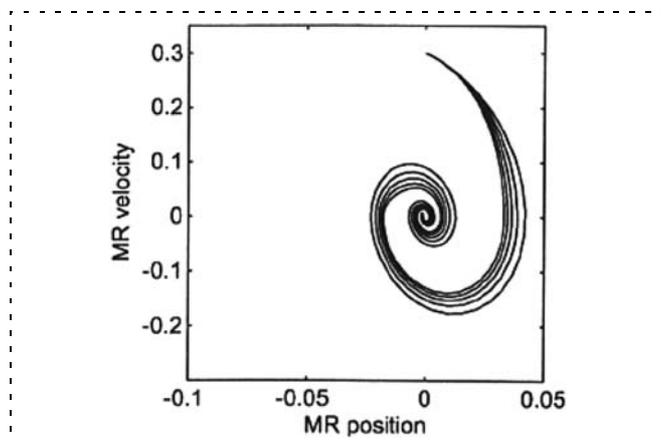


Рис. 5. Семейства фазовых траекторий для модели второго порядка

Заключение

В статье были построены математические модели дистанционного управления МР с применением системы отражения усилий на основании измеренных расстояний от робота до препятствий. Были рассмотрены два метода отражения усилий: с постоянным коэффициентом обратной связи и с переменным коэффициентом обратной связи, который зависел от скорости МР. На основании построенных математических моделей была исследована устойчивость движения МР и рукоятки задающего устройства. Исследование показало, что система является устойчивой вне зависимости от значения коэффициента обратной связи. Это объясняется тем, что в рассматриваемой системе отражение усилий происходит только в случае, когда МР находится внутри зоны препятствия. В противном случае движение рукоятки задающего устройства определяется его собственной динамикой (в отсутствие приложенных оператором усилий), а именно, задающее устройство возвращается в нулевое положение (ввиду наличия упругости и сил трения). При этом скорость МР стремится к нулю благодаря силам трения и нулевой желаемой скорости. Единственным требованием, определяющим устойчивость системы, является направление отражаемых усилий: сила, отражаемая на задающем устройстве, должна перемещать рукоятку устройства в сторону уменьшения скорости сближения МР с препятствием.

Список литературы

1. Дистанционно управляемые роботы-манипуляторы / Под ред. Е. П. Попова и М. Б. Игнатьева. М.: Мир, 1976. 462 с.
2. Попов Е. П., Кулешов В. С., Ющенко А. С. Методы повышения эффективности биотехнических и интерактивных систем управления манипуляторами // Научные проблемы робототехники. М.: Наука, 1980. С. 61–68.
3. Кулешов В. С., Лакота Н. А. Дистанционно управляемые роботы и манипуляторы. М.: Машиностроение, 1986.
4. Fong T., Thorpe C., Bauer C. Advanced interfaces for vehicle teleoperation: collaborative control, sensor fusion displays, and remote driving tools // Autonomous Robots. 2001. 11 (1). P. 77–85.
5. Farkhatdinov I., Ryu J.-H., Poduraev J. A user study of command strategies for mobile robot teleoperation // International Journal on Intelligent Service Robotics, Springer Verlag, 2009. V. 2. Iss. 2 (2009). P. 95–104.
6. Lee D., Martinez-Palafox O., Spong M. W. Bilateral teleoperation of a wheeled mobile robot over delayed communication network // Proc. of IEEE International conference on robotics and automation. 2006.
7. Lee S., Sukhatme G. S., Kim G. J., Park C.-M. Haptic control of a mobile robot: a user study // Proc. of IEEE/RSJ IROS 2002, Lausanne, Switzerland, October 2002.
8. Фархатдинов И. Г., Подураев Ю. В., Ю Дж-Х. Экспериментальное исследование позиционного, скоростного и комбинированного позиционно-скоростного режимов управления в системах дистанционного управления мобильными роботами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 1. С. 70–78.
9. Farkhatdinov I., Ryu J.-H. A preliminary experimental study on haptic teleoperation of mobile robot with variable force feedback gain // Proc. of IEEE Haptics Symposium, 2010. Boston, USA.
10. Фархатдинов И. Г., Подураев Ю. В. Экспериментальное исследование дистанционного управления мобильным роботом с применением системы отражения усилий с переменным коэффициентом обратной связи // Вестник МГТУ СТАНКИН. 2011. № 1.

УДК 62-503.55

В. Г. Градецкий¹,

д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр.,

И. Л. Ермолов², канд. техн. наук, доц.,

ermolov@stankin.ru,

М. М. Князьков¹, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,

С. А. Собольников², аспирант,

¹ Институт проблем механики

им. А. Ю. Ишлинского РАН,

² Московский государственный

технологический университет "СТАНКИН"

Построение подвижных коммуникационных сетей на базе наземных автономных мобильных роботов

Сформулированы принципы функционирования подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе автономных мобильных мехатронных агентов наземного базирования, а также разработана технология создания таких подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей.

Ключевые слова: мобильные роботы, реконфигурируемые коммуникационные сети, автономность, мультиагентные системы

Проблема создания подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей является актуальной проблемой, решением которой занимаются во многих промышленно развитых странах.

Актуальность темы определяется важной ролью, которую играют коммуникации во всех областях народного хозяйства, а также для обеспечения обороноспособности и безопасности граждан. Такие сети могут быть особенно полезны для организации различных подразделений при проведении военных и спасательных операций или для временного восстановления связи в средах, где инфраструктура связи отсутствует или была повреждена [1].

Новизна темы определяется новой концепцией применения автономных мобильных мехатронных агентов наземного базирования, в то время как ранее для создания подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей применялись агенты, в основном, воздушного базирования.

Беспроводная связь

Основной задачей реконфигурируемых сетей является обеспечение в определенной зоне качественной беспроводной связи. Возможны несколько

способов беспроводной передачи информации между мобильными устройствами [2] — инфракрасное соединение и радиосвязь (локальные радиоканалы и передача данных в рамках сотовых телекоммуникационных сетей). Обмен информацией по инфракрасным каналам не обеспечивает приемлемой степени мобильности и пропускной способности, поэтому имеет смысл рассматривать технологии локальной беспроводной связи (например, Bluetooth и Wi-Fi).

Для построения как замкнутых, так и связанных с внешним миром локальных коммуникационных сетей, но действующих на ограниченной территории, наиболее подходит стандарт IEEE 802.11. Этот стандарт стал базовым стандартом, определившим основные протоколы, необходимые для организации беспроводных локальных сетей (Wireless Local Area Network — WLAN). Оборудование для Wi-Fi-соединения недорого, и используемые беспроводные частоты являются нелицензируемыми, что снижает стоимость их использования [3]. Однако коммерческий Wi-Fi не может быть непосредственно преобразован для военного использования, потому что тактические силы требуют безопасной беспроводной широкополосной сети, которая может быть обеспечена через многочисленные точки, расположенные по всему миру.

Одним из перспективных способов построения мобильных сетей является возможность использования мобильной сотовой связи. Плюсом данных технологий является их сравнительно небольшие

масштабные показатели и низкое энергопотребление, что позволит разместить их на мобильных робототехнических агентах, минусом — привязка к ретрансляторным станциям оператора сотовой связи и слабая защищенность от доступа третьих лиц.

Ретрансляторы

Основой реконфигурируемых коммуникационных сетей служит применение мобильных ретрансляторов, которые несут на борту аппаратуру и программное обеспечение для покрытия определенного выборочного ограниченного поля и позволяют проводить взаимный обмен данными о движении мобильных средств и отдельных людей. Пример осуществления реконфигурируемой тактической оперативной связи представлен на рис. 1.

Ретрансляция — прием сигналов на промежуточном пункте, их усиление и передача в прежнем или другом направлении. Предназначена для увеличения дальности связи. Может осуществляться мгновенно или с задержкой (сигнал запоминается в специальном устройстве и передается далее в предусмотренное время) [4].

Ретрансляторы разделяют на активные и пассивные.

Ретранслятор активный — приемопередающее радиотехническое устройство, располагающееся на промежуточных пунктах линий радиосвязи, усиливающее принимаемые сигналы и передающее их дальше.

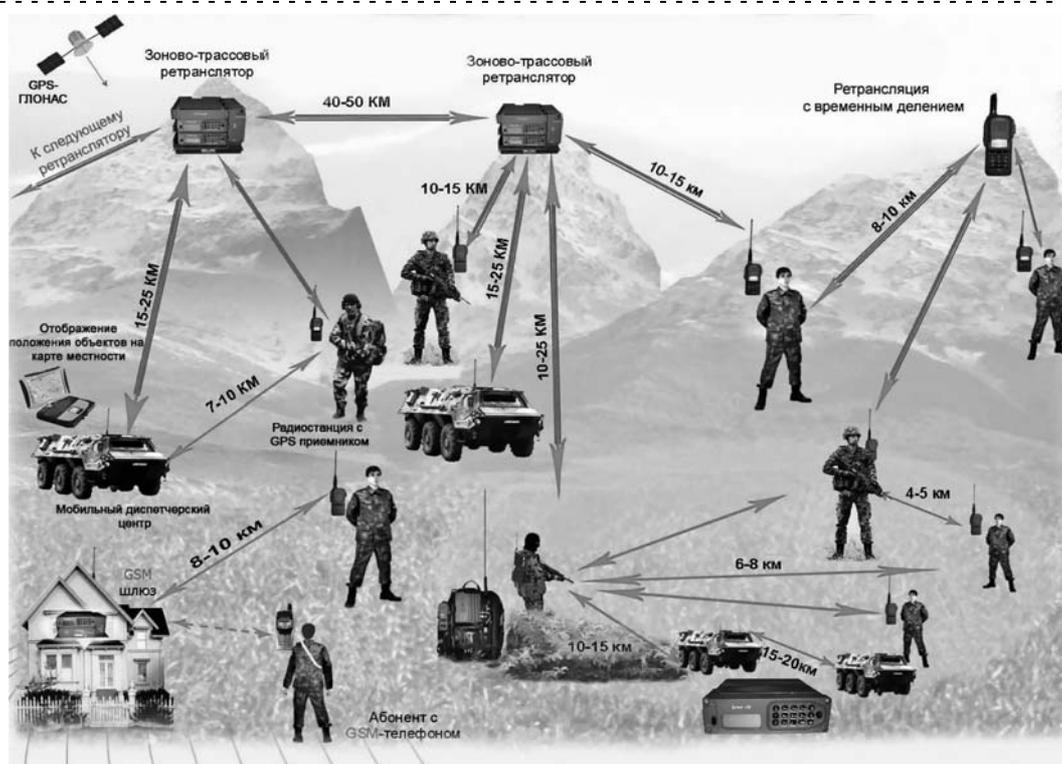


Рис. 1. Осуществление реконфигурируемой тактической оперативной связи

В качестве промежуточного пункта может использоваться как неподвижный объект (башня радиорелейной линии, здание), так и подвижный объект (например, спутник связи).

Ретранслятор пассивный — устройство, определенной формы механическая конструкция, электропроводящая среда или небесное тело заранее известной или специально созданной формы, способное рассеивать или направленно отражать электромагнитное излучение рабочего диапазона частот линии связи и используемое в качестве промежуточного пункта этой линии [5].

В отличие от активных устройств пассивные ретрансляторы успешно обслуживают сети связи из практически неограниченного числа линий с различными частотами радиосигналов, так как взаимные помехи на отражателе с линейными характеристиками отсутствуют.

Мобильные платформы, используемые для ретрансляции

1. Дирижабль, аэростат. Применяются для разведки, ретрансляции сигналов связи и управления, поиска подводных лодок и обнаружения надводных кораблей, радиолокационного дозора, патрулирования прибрежных и пограничных районов [6].

Для платформ ретрансляции в основном используются дирижабли-гиганты, которые располагаются на больших высотах (20...25 км), в стратосфере. Такая система обходится намного дешевле запусков традиционных спутников [7].

2. Спутники. Первые спутники в основном использовались в качестве пассивных ретрансляторов (спутники "Эхо" и "Эхо-2"), которые представляли собой простой отражатель радиосигнала (часто — металлическая или полимерная сфера с металлическим напылением), не несущий на борту какое-либо приемопередающее оборудование. Такие спутники не получили распространения. Все современные спутники связи являются активными. Активные ретрансляторы оборудованы электронной аппаратурой для приема, обработки, усиления и ретрансляции сигнала.

3. Автомобили. Машины-ретрансляторы приносят огромную пользу в военных операциях. Дистанционно управляемые малогабаритные колесные шасси, передвигающиеся в боевых порядках, содержат передатчики, которые автоматически передают данные о ходе операции и состоянии личного состава в локальную компьютерную сеть. Эти же машины служат для ретрансляции в реальном масштабе времени тактической разведывательной информации, передаваемой с беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) непосредственно в подразделения на поле боя [8, 9].

4. БПЛА. Предназначены для решения задач воздушной разведки и наблюдения практически без ограничений дальности. БПЛА может выступать в роли коммуникационного ретранслятора в слу-

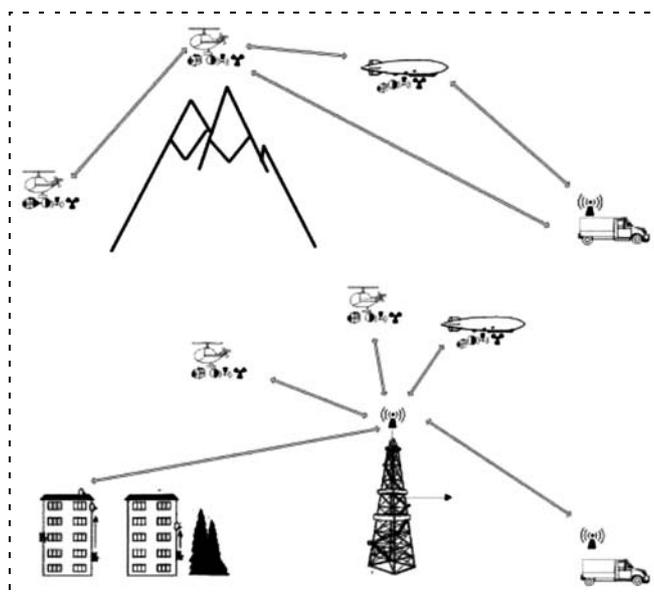


Рис. 2. Схема работы ретрансляции с применением различных типов ретрансляторов

чае повреждения вышек сотовой связи, микроволновых передатчиков и каналов спутниковой связи.

5. Самолеты. Используются для приема, регистрации и ретрансляции различных видов радиосообщений, включая цифровые, на удаленные наземные и воздушные узлы связи.

6. Корабли. Используются для преодоления проблемы эфирных "дыр", когда между спутником и каким-либо населенным пунктом исчезала прямая видимость. Для этого задействуются корабли, на палубах которых размещены спутниковые приемные и передающие антенны [10]. Существуют также корабли-ретрансляторы, которые увеличивают зону покрытия того или иного оператора сотовой связи. Это дает возможность экипажу судна пользоваться мобильной связью по всей прибрежной акватории, а не только в морских портах, как раньше [11].

Схема совместного применения различных видов ретрансляторов представлена на рис. 2.

Из вышесказанного следует, что область применения ретрансляционных систем велика. Так или иначе, ретрансляция используется везде — от оборонных стран до простейших бытовых потребностей.

Основные особенности функционирования подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на основе автономных мобильных мехатронных объектов

Основные особенности функционирования подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе автономных мобильных мехатронных агентов связаны с тем, что и собственно коммуникационные сети, и мехатронные агенты являются мобильными системами как в способах мобильной связи, так и в способах перемещения в пространстве.

Принципы мобильной связи строятся с использованием методов и средств беспроводной связи, таких как радиотелеуправление и коммуникационные сети или лазерные информационные связи и построенные с их использованием коммуникационные сети.

Способы мобильного перемещения могут быть реализованы посредством автономных мобильных мехатронных объектов, наиболее перспективными из которых являются мобильные роботы наземного, воздушного или морского базирования.

Особенностями применения наземных агентов является постоянное взаимодействие с поверхностью. Как следствие, необходимость преодоления препятствий и трудно проходимых мест накладывает ограничение на выбор наземных мехатронных агентов. Также вероятность пересечения траекторий движения наземных роботов выше, чем у роботов воздушного или морского базирования, а следовательно, выше и вероятность столкновения. Эти обстоятельства должны быть учтены при планировании пути для агентов реконфигурируемой коммуникационной сети.

Наземные мобильные платформы в сравнении с воздушными обладают меньшей зоной покрытия сети, что связано с неоднородностью поверхности и большим числом помех, однако такие платформы способны обеспечивать большую скрытность.

Перечисленные основные особенности выдвигают дополнительные требования повышенной мобильности к средствам коммуникаций и к подвижным мехатронным агентам, т. е. к мобильным роботам, к системам групп роботов. Таким образом, принципы функционирования подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей могут рассматриваться на основе интегрального подхода, относящегося к мультиагентным системам, к методам и техническим средствам построения, конфигурации, управления такими системами, а также к мобильным системам беспроводного радиоуправления, распределенного сетевого управления и управления подвижными радиостанциями.

При этом необходимо принимать во внимание такие направления, как подвижные реконфигурируемые коммуникационные сети на основе автономных мобильных мехатронных технических средств — роботов, процессы передачи информации коммуникационными сетями, беспроводная связь между распределенными мехатронными агентами в пространстве, мобильные распределенные информационно-телекоммуникационные сети.

Функционирование подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей основано на:

1) основных идеях, относящихся к методам и техническим средствам реконфигурации, настройки и сертификации в области беспроводной связи между мобильными роботами;

2) методах, связанных с обучением, адаптацией и принятием решений, основанных на беспроводных сенсорных сетях;

3) способах построения систем, аппаратуры и создания методов, относящихся к мобильным коммуникациям, для мобильного управления сетями радиосвязи;

4) принципах функционирования, относящихся к распределенным беспроводным системам связи и к децентрализованным информационно-телекоммуникационным сетям.

Основные принципы функционирования реконфигурируемых коммуникационных сетей

Для подвижных реконфигурируемых мехатронных сетей необходимо сформулировать принципы их функционирования.

По итогам исследования последних достижений в области создания и применения подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей можно обозначить следующие основные принципы:

- автономность;
- подвижность;
- реконфигурируемость;
- малозаметность;
- адаптируемость к изменениям окружающей среды;
- экономическая целесообразность;
- защищенность канала связи.

Рассмотрим эти принципы функционирования более подробно.

- *Автономность* — это способность объекта существовать и выполнять свое функциональное предназначение в протяженных времени, пространстве, а также при изменяющихся задачах и условиях окружающей среды, без необходимости взаимодействия с другими дружественными субъектами или субъектами высшего уровня иерархии [11–13].
- *Подвижность*. Принцип подвижности определяется как способность объекта перемещаться на расстояние, значительно превышающее размеры самого объекта.

В контексте коммуникационных сетей под подвижностью понимают способность сети перемещаться в рамках географических координат, т. е. изменять местоположение зоны покрытия коммуникационной сетью.

- *Реконфигурируемость*. Под реконфигурируемостью понимают возможность перенастройки, изменения конфигурации аппаратных и/или программных средств коммуникационной сети. Очевидно, что для коммуникационной сети важными свойствами является возможность подключения новых ретрансляторов, применение различных протоколов информационного обмена, изменение формы зоны коммуникационного покрытия [14].

- *Малозаметность*. Для многих специальных областей применения принцип малозаметности является ключевым. Еще со времен Первой мировой войны известно, что средства связи являлись одной из первых целей подавления. Эта тенден-

ция наблюдается и в современных боевых действиях. Таким образом, малозаметность является важным принципом функционирования сети.

- **Адаптируемость к изменениям окружающей среды.** В ходе функционирования коммуникационной сети возможны изменения параметров среды, которые могут оказать значительное влияние на такие показатели функционирования сети, как размеры и форма зоны покрытия сети, качество передачи информации, заметности (демаскировочные свойства) и другие.
- **Экономическая целесообразность.** Экономическая эффективность определяется как результат деятельности экономических программ и мероприятий, характеризуемый отношением полученного экономического эффекта к затратам факторов, ресурсов, обусловившим получение этого результата, достижение наибольшего объема производства с применением ресурсов определенной стоимости. В ряде случаев экономическая целесообразность является важным определяющим фактором.
- **Защищенность канала связи.** Определяется как защищенность канала от несанкционированного доступа к передаваемой информации. Помимо этого некоторые источники отдельно рассматривают защищенность в контексте помехозащищенности. В данной работе усиленное внимание уделяется именно защищенности от несанкционированного доступа к передаваемой информации.

Разработка технологии создания подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе наземных автономных мобильных мехатронных агентов

Для создания подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе наземных автономных мобильных мехатронных агентов предлагается следующая технология (рис. 3).

В блоке "Формирование зоны покрытия на местности относительно времени" задаются форма и размеры зоны коммуникационного покрытия, которая должна обеспечить подвижная реконфигурируемая коммуникационная сеть. В случае, если форма и пространственное положение и ориентация сети должны меняться с течением времени, задаются пошаговые данные о форме и размерах зоны покрытия в каждый момент времени, а также время и скорость их изменения.

Эти данные задаются, как правило, человеком-оператором. При этом в будущем возможно, что формулировка целевой формы и положения зоны покрытия будет осуществляться вышестоящей системой управления, координирующей работу всей системы в целом (например, АСУ "Боевое пространство").

Данные должны содержать как информацию о зоне обязательного покрытия, так и о зонах, где доступ к коммуникационной сети должен физически отсутствовать (радиотень).

На следующем этапе происходит распределение мобильных агентов по местности с тем, чтобы обеспечить необходимую зону покрытия.

Для этого учитываются коммуникационные характеристики мобильных агентов. Значения этих характеристик можно получить в "Информационной базе данных характеристик агентов". Там указывается радиус зоны коммуникационного покрытия каждого агента и форма зоны покрытия, присущая данному агенту.

Помимо этого система учитывает особенности рельефа местности и наличие препятствий для распространения коммуникационного сигнала. Данные об этом содержатся в "Базе данных карт местно-



Рис. 3. Технология создания подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе автономных мобильных мехатронных агентов

Заключение

По итогам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- вопрос построения подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на базе мобильных ретрансляторов является актуальной научно-технической проблемой, имеющей важное экономическое, а также оборонное значение;
- создаваемые сети должны быть автономными, подвижными, реконфигурируемыми, малозаметными, адаптируемыми к изменениям окружающей среды, экономически целесообразными, должны защищать канал связи;
- для создания широкого спектра подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей целесообразно применять автономные мобильные мехатронные агенты.

Представленный материал получен в ходе выполнения проекта "Проведение проблемно-ориентированных исследований по созданию подвижных реконфигурируемых коммуникационных сетей на основе автономных мобильных мехатронных агентов" Федеральной целевой программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2007—2012 годы".

Список литературы

1. Позднеев Б. М. Стандартизация и сертификация — основа гарантий качества в сфере E-LEARNING // Высшее образование в России. 2008. № 11. С. 40—44.
2. "ЕС-130 АВССС" Global Security Website. On-line. Internet, March 15, 2006. URL: <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/ec-130e-abccc.htm>
3. Маргинов Г. М., Пушков Р. Л. Построение инструментария отладки управляющих программ систем ЧПУ на языках высокого уровня // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2008. № 11. С. 19—24.
4. Kevin M. Payne Broadband to the Battlefield Using Tactical Radio Relays, Maxwell Air Force Base, Alabama April 2006.
5. Подураев Ю. В. Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50—53.
6. Электронная энциклопедия. URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/>
7. В США создается полевая форма пехотинца XXI века. URL: http://www.soldiering.ru/equipment/file/usa/new_equipment_usa.php
8. В авиаотряде УДП РФ приступили к эксплуатации недавно поставленных самолетов-ретрансляторов Ту-214СП. URL: <http://www.federalno.ru/mv/35-mv/336-udpair151009>
9. Маргинов Г. М., Сосонкин В. Л. Перспективные технологии разработки математического обеспечения систем управления: использование регулярных выражений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 2. С. 40—46.
10. Норенков И. П., Трудоношин В. А. Телекоммуникационные технологии и сети. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000.
11. Алфеев В. Ю. Обоснование путей развития региональной сети спутниковой связи на основе методов динамического перераспределения радиоресурса ретранслятора (ДПРР): Дисс. на соискание ученой степени кандидата технических наук, Санкт-Петербург, 2001.
12. Римский-Корсаков Н. А. Технология исследования дна акваторий и подводных объектов гидролокационными методами: Дисс. на соискание ученой степени доктора технических наук, Москва, 2010.
13. Кубышкина Т. В. Динамика цепей ретрансляторов кодов точного времени: дисс. на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук, Нижний Новгород, 2002.
14. Григорьев С. Н., Маргинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.

сти". Фактически каждый из элементов карты местности обладает поправочным коэффициентом, влияющим на распространение коммуникационного сигнала. Так, например, возвышенность будет способствовать увеличению распространения коммуникационного сигнала, а городская застройка будет способствовать его уменьшению.

Текущие временные изменения параметров среды, которые могут влиять на показатели распространения коммуникационного сигнала, учитываются с помощью информации из "Информационной базы текущего состояния среды". Выпадение осадков, наличие тумана, магнитных бурь и т. п. могут вносить свои поправочные изменения на распространение коммуникационного сигнала.

В результате работы данного блока получается карта с распределенными на ней в разные моменты времени мобильными агентами.

Блок "Планирование траектории движения агентов для занятия начальных позиций" является планировщиком траектории. В нем происходит распределение движения агентов с течением времени из начального места их базирования к месту функциональной дислокации. При этом желательно обеспечить в ходе такого движения неразрывность коммуникационной сети, если это требуется. В данном блоке учитываются как свойства местности, по которой предстоит перемещаться агентам (проходимость, наличие препятствий), так и свойства самих агентов (проходимость, способность преодолевать препятствия), а также возможные изменения среды (влажность грунта, изменения типа грунтов и т. п.). Также учитывается механизм уклонения от столкновений мобильными агентами при пересечении их траекторий.

Блок "Планирование траектории движения агентов с течением времени" осуществляет планирование траектории движения агентов в ходе обеспечения ими работы подвижной коммуникационной сети. Особенностью планирования этого движения является необходимость поддержания неразрывности коммуникационной сети, выдерживание усредненной формы зоны коммуникационного покрытия.

Блок "Моделирование эволюции зоны покрытия с течением времени" служит для проверки работоспособности принятого решения. Для этого моделируется перемещение агентов и просматривается форма зоны коммуникационного покрытия, чтобы определить, удовлетворится ли запрос потребителя.

В случае, если потребитель удовлетворен результатами, задания для мобильных агентов передаются для исполнения.

В случае неудовлетворенности потребителя коммуникационным покрытием система перераспределяет агентов на местности путем ввода уменьшающего поправочного коэффициента, влияющего на распространение коммуникационного сигнала. Эти итерации проводятся вплоть до достижения требуемого покрытия.

А. А. Зеленский, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,
zelena@mail.ru,

Ю. В. Подураев, д-р техн. наук, проф.,
проректор, зав. кафедрой,

Д. В. Бондарь, аспирант,
Московский государственный
технологический университет "СТАНКИН"

Подход к исследованию неравномерно распределенного множества интерполяционных узлов для неортогональных мехатронных модулей контурной обработки материалов

Рассмотрен подход к исследованию неравномерно распределенного множества интерполяционных узлов для неортогональных мехатронных модулей контурной обработки материалов.

Ключевые слова: промышленная робототехника, интерполяция, цифровые системы управления, аппаратные интерполяторы, алгоритмы позиционного управления, непрерывная траектория перемещения, криволинейные координаты

Одной из основных задач промышленной робототехники и мехатроники является обратная задача кинематики, связанная с определением зависимости обобщенных координат (q_1, q_2, \dots, q_n) от декартовых. Решение этой задачи лежит в основе интерполяционных алгоритмов, предназначенных для обработки сложного контура промышленными роботами и мехатронными модулями. Решение обратной задачи кинематики возможно двумя основными способами: аналитически и численно [1, 2]. Аналитический способ позволяет без особых вычислительных затрат, используя трансцендентные уравнения, решить обратную задачу, но часто это невозможно, что обусловливается спецификой кинематической схемы объекта управления. В то же время численный подход [3, 4] к решению обратной задачи позволяет находить решения итерационным методом, не применяя трансцендентных уравнений, но при этом возникают существенные проблемы, связанные с возможностью его реализации на практике в режиме реального времени, что влечет за собой дополнительные трудности, связанные с предварительным компьютерным и имитационным моделированием.

В данной статье исследуются свойства численного метода решения обратной задачи кинематики для промышленных роботов и мехатронных модулей, предназначенных для контурной обработки материалов и систем позиционирования рабочего инструмента на основе локального множества различного порядка. Для случая двухподвижного механизма под локальным множеством B_{ij} понимается набор интерполяционных узлов на заданном отрезке ин-

терполируемой функции, где i, j — индекс дискретного шага по обобщенным координатам [5].

Мощность локального множества $|B_{ij}|$ зависит от свойств кинематической схемы. В данной работе под порядком локального множества понимается $\sqrt{|B_{ij}|}$.

Основой данного способа является использование неортогональных свойств кинематической схемы исполнительного механизма, что влечет за собой неравномерное распределение интерполяционных узлов в рабочей зоне, позволяющее повысить точность позиционирования рабочего инструмента относительно заданного контура. В работе [6] показаны преимущества предложенного подхода, но не представлены критерии выбора порядка локального множества, а также не приведены исследования точности позиционирования исполнительного механизма с учетом эквидистанты.

На примере мехатронного модуля контурной обработки материалов на базе двухподвижного механизма (ДМ) с поворотным столом [7], кинематическая схема которого изображена на рис. 1, и метода интерполяции, представленного в работе [6], покажем распределение минимальной и максимальной ошибки позиционирования исполнительного механизма вдоль рабочей зоны.

На рис. 1 приняты следующие обозначения: r — радиус поворотного стола; α — обобщенная координата поворотного стола; p — радиус суппорта (длина инструментальной штанги); β — обобщенная координата суппорта; M — координата инструмента, закрепленного на суппорте.

Данный механизм удовлетворяет условию неортогональности и является наиболее простым с точ-

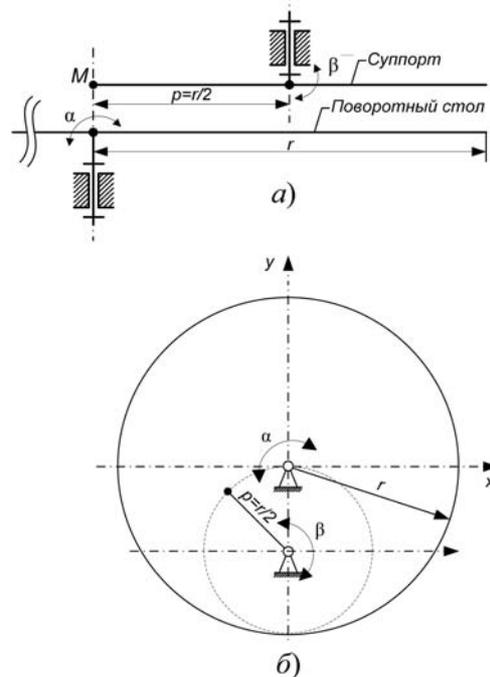


Рис. 1. Кинематическая схема двухподвижного механизма с поворотным столом:

a — вид сбоку; *b* — вид сверху

ки зрения решения прямой и обратной задач кинематики [8]. Уравнение прямой задачи кинематики можно записать в следующем виде:

$$A_{i,j} = \begin{pmatrix} x_{i,j} \\ y_{i,j} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_j & -\sin \alpha_j \\ \sin \alpha_j & \cos \alpha_j \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \cos(\beta_i + \beta_0) \\ -1 + p \sin(\beta_i + \beta_0) \end{pmatrix}$$

при $\beta \in \left\{ \frac{\pi}{2}; \frac{3}{2}\pi \right\}; \varphi \in \{0; 2\pi\}$, (1)

где x, y — прямоугольные координаты точки M на плоскости (интерполяционный узел); β_0 — начальное угловое положение суппорта.

Уравнение (1) позволяет определить поле интерполяционных узлов, изображенное на рис. 2, принадлежащее рабочей зоне ДМ с учетом дискретного шага по обобщенным координатам, в виде множества A .

Из рис. 2 видно, что плотность распределения интерполяционных узлов вдоль рабочей поверхности изменяется неравномерно, что обуславливается неортогональными свойствами ДМ. Также можно заметить, что линейная ошибка позиционирования уменьшается при стремлении локального множества к окраине рабочей поверхности (зона, выделенная штриховой линией на рис. 2). В связи с этим появляется интерес к исследованию минимума и максимума линейной ошибки позиционирования, определенной в пределах локального множества различного порядка, стремящегося к окраине рабочего стола ДМ. Построим зависимость минимальной линейной ошибки $\xi_{\min}^3 = \min d(B_{2,2}, B_{i,j})$,

$\xi_{\min}^5 = \min d(B_{3,3}, B_{i,j})$, $\xi_{\min}^7 = \min d(B_{4,4}, B_{i,j})$ для множества третьего, пятого и седьмого порядка, соответственно, от радиус-вектора $r = \sqrt{x^2 + y^2}$ (рис. 3) и максимальной линейной ошибки для множества третьего порядка $\xi_{\max}^3 = \max d(B_{2,2}, B_{i,j})$ (рис. 4) [9] (здесь $d(r_1, r_2)$ — расстояние между элементами множества r_1 и r_2).

Графики на рис. 3 показывают, что при увеличении порядка локального множества минимальная статическая ошибка на периферии рабочего стола уменьшается. Этот переход определен в области $r \approx 1,7$, после которого целесообразно использовать локальное множество повышенного порядка, однако увеличение размерности локального множества приведет к "насыщению", т. е. изменение порядка не влечет за собой уменьшение минимума статической ошибки. В то же время распределение максимальной линейной ошибки для локального множества третьего порядка имеет нелинейный характер и возрастает к окраине рабочего стола (рис. 4).

Используя полученные результаты, а именно, значения экстремумов функций, представленных на рис. 3, а также множество интерполяционных узлов, представленное на рис. 2, и учитывая дискретный шаг по каждой из обобщенных координат, можно

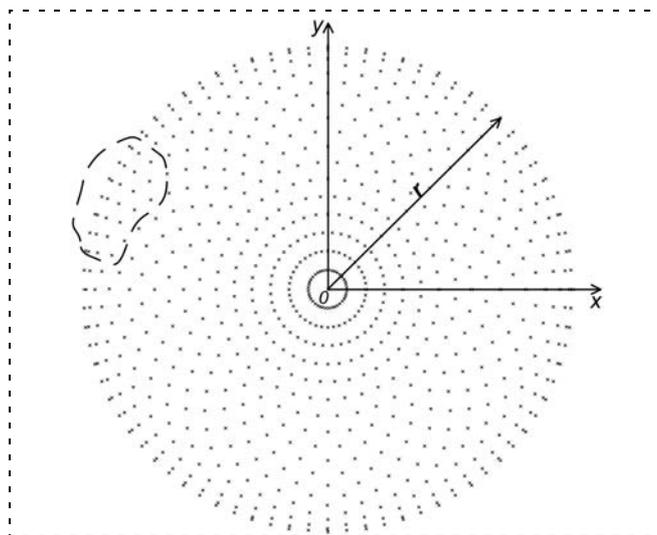


Рис. 2. Множество интерполяционных узлов при угловом шаге 9° по каждой из обобщенных координат

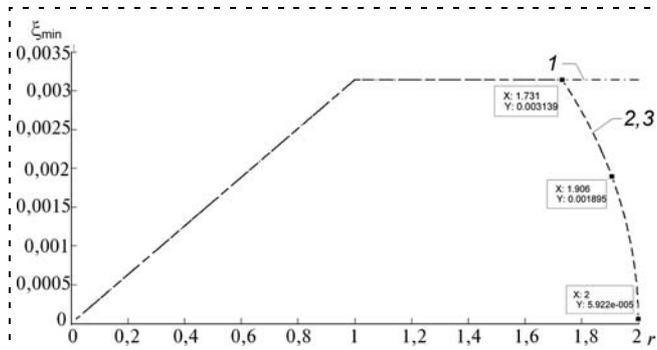


Рис. 3. Зависимость минимальной линейной ошибки позиционирования от радиус-вектора при локальных множествах различного порядка: 1 — третьего; 2 — пятого; 3 — седьмого

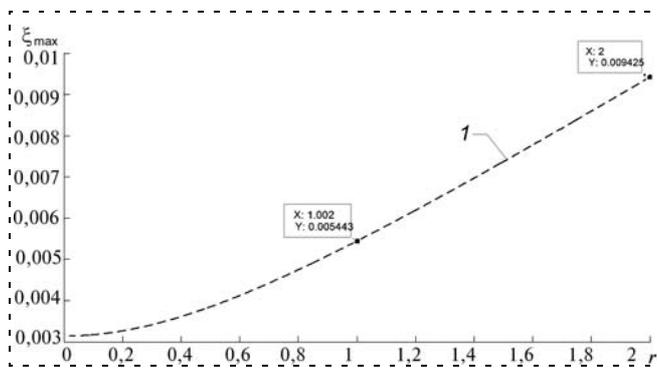


Рис. 4. Зависимость максимальной линейной ошибки позиционирования от радиус-вектора при локальном множестве 3-го порядка

определить оптимальную эквидистанту рабочего инструмента. Применяя диаграммы Венна—Эйлера, построим множество интерполяционных узлов с учетом эквидистанты (рис. 5).

Из рис. 5 отчетливо видно, что плотность интерполяционных узлов с учетом оптимальной эквидистанты распределяется неравномерно и увеличивается к окраине рабочей поверхности. Поэтому использование локального множества повышенного

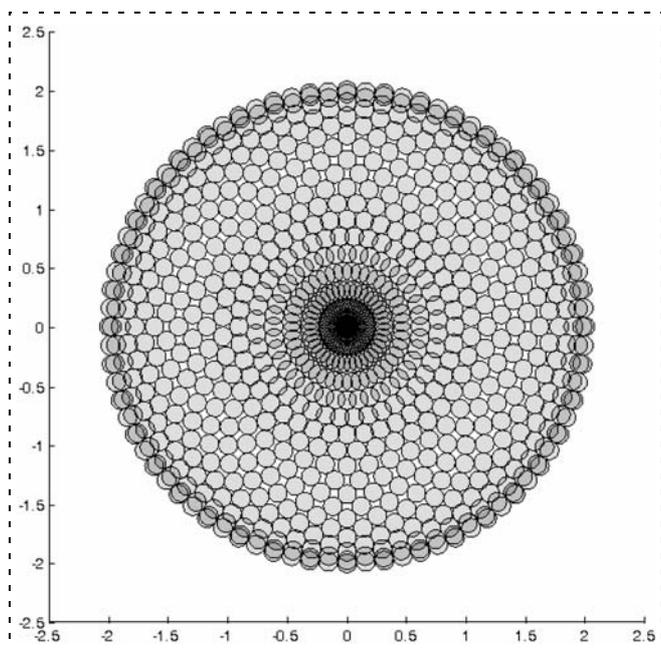


Рис. 5. Интерполяционное множество с учетом оптимальной эквидистанты

порядка позволит уменьшить линейную ошибку интерполяции на окраине рабочего стола, но при этом увеличение порядка локального множества ограничено свойствами механизма и приведет к его насыщению (увеличение порядка локального множества не влечет за собой уменьшение линейной ошибки). На примере ДМ видно, что насыщение локального множества достигается на пятом

порядке (см. рис. 3), дальнейшее увеличение размерности не приводит к уменьшению линейной ошибки, в то время как вычислительные затраты растут. Данные исследования лежат в основе системы управления ДМ с адаптивным изменением порядка интерполяционного локального множества.

Список литературы

1. **Зенкевич С. Л., Ющенко А. С.** Основы управления манипуляционными роботами: учебник для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004 480 с.
2. **Подураев Ю. В.** Актуальные проблемы мехатроники // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 4. С. 50—53.
3. **NielsJoubert** Numerical Methods for Inverse Kinematics / NielsJoubert — UC Berkeley cs184, 2008. 8 p.
4. **Шевелева Г. И., Волков А. Э., Медведев В. И.** Программный комплекс для подготовки производства спирально-конических зубчатых передач // Вестник машиностроения. 2005. № 9. С. 6—14.
5. **Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С.** Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30—34.
6. **Зеленский А. А.** Повышение точности формирования траектории перемещения рабочего инструмента для систем управления неортогональными объектами // Тр. XX междунар. конф. молодых ученых и студентов "Будущее машиностроение России", 2010. 83 с.
7. **Патент № 2367544** Рос. Федерация. МПК В23В39/20. Станок / Зеленский А. А., Валюкевич Ю. А., Кузнецов С. А.; заявитель и патентообладатель ГОУ ВПО "ЮРГУЭС". — № 2008107661/02, заявл. 27.02.2008; опубл. 20.09.2009, Бюл. № 9. 3 с.
8. **Григорьев С. Н., Мартинов Г. М.** Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.
9. **Черноруцкий И. Г.** Методы оптимизации в теории управления: учеб. пособ. СПб., 2004. 256 с.

УДК 621.924.93:62-52

Г. М. Мартинов, д-р техн. наук, проф.,
Р. А. Нежметдинов, канд. техн. наук, доц.,
 neramil@ncsystems.ru,
С. В. Рыбников, зав. лаб.,
А. У. Кулиев, аспирант,
 Московский государственный
 технологический университет "СТАНКИН"

Организация распределенного управления станком гидроабразивной резки с ЧПУ*

Предложена архитектура распределенной системы управления станком гидроабразивной резки. Проиллюстрирован практический подход к решению задачи управления электроавтоматикой станка в режиме "master-slave". Предложен способ визуализации состояния управляемого объекта в терминале оператора.

Ключевые слова: система ЧПУ, открытая модульная архитектура, электроавтоматика станка, станочная панель, программируемый логический контроллер, терминал оператора

Введение

Гидроабразивная резка — универсальная технология обработки, позволяющая получать детали и изделия различной конфигурации из металлов, сплавов, бетона, гранита, стекла и других материалов с высокой точностью и производительностью. В настоящее время является не только альтернативой механической, лазерной и другим видам обработки, но и единственным возможным в ряде случаев способом воздействия на заготовку без ее нагрева.

В качестве систем ЧПУ для установок гидроабразивной резки применяют либо адаптированный вариант систем управления ведущих зарубежных производителей, либо специальную разработку самого станкостроителя с ограниченным набором изолированных функций специально под гидроабразивную обработку. В таблице приведена сравнительная характеристика используемых систем ЧПУ.

* Работа выполнена по Госконтрактам № П858 и № П1368 на проведение НИР в рамках ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009—2013 гг.

Характеристика систем ЧПУ для станков гидроабразивной резки

Параметр \ Разработчик	Siemens 840 D	Fagor 8040 CNC	Независимая разработка	AxiOMA Ctrl
Производитель оборудования	СТ (Турция)	DARDI (Китай)	SAME (Китай)	НИАТ (Россия)
Операционная система	Windows	Windows XP	Windows XP	Windows/Linux
Число управляемых осей	3	До 4	3	3
Интерфейс связи с приводами	Profibus	DeviceNet, SERCOS	CAN, Profibus, SERCOS	UCSNet, CANbus, SERCOS
Панель оператора	Дисплей, клавиатура, программные клавиши	Дисплей, клавиатура, программные клавиши	Дисплей, программные клавиши	Дисплей, клавиатура, программные клавиши
Пульт управления	Есть	Есть	По требованию станкостроителя	Нет

Как правило, они функционируют в операционных средах семейства Windows NT. Число управляемых осей варьируется от трех до четырех в зависимости от кинематической структуры станка. Поддержка нескольких коммуникационных протоколов предоставляет станкостроителям возможность выбора дополнительного технологического оборудования (контроллеров приводов, программируемых логических контроллеров (ПЛК), терминаль-

ных компьютеров) [1]. Однако фирмы-разработчики систем управления придерживаются политики комплектной поставки специального оборудования вместе с системой управления [2, 3].

Распределение управления в рамках ЧПУ обусловлено наличием специфичного оборудования — станции высокого давления (СВД) и бункера подачи абразивного порошка. При этом функции контроля над технологическим оборудованием переносятся на локальную систему управления, построенную на базе программируемых контроллеров. Такой подход резко снижает требования, предъявляемые к вычислительной мощности аппаратного обеспечения системы ЧПУ.

Компоновка системы ЧПУ для управления пятикоординатным станком гидроабразивной резки

Пятикоординатная установка гидроабразивной резки (рис. 1), оснащается системой ЧПУ "AxiOMA Ctrl" (МГТУ "Станкин").

В состав комплектной системы ЧПУ (рис. 2) входят ядро системы управления, терминал оператора, контроллеры электроавтоматики станка и системы управления автономной станции высокого давления, контроллеры приводов подачи (для шести осей, с учетом порталной кинематики) и станочная панель управления.

Платформа системы ЧПУ включает в себя стандартную и специализированную аппаратуру, а также операционную систему реального времени [4]. Кроссплатформенная реализация ядра позволяет абстрагировать от особенностей конкретной платформы алгоритмы управления и их программную реализацию [5, 6].

Терминал оператора с рядом функциональных (F-keys) и столбцом машинных (M-keys) клавиш, расположенных снизу и справа от дисплея соответственно, служит для выбора режима управления, ввода/редактирования управляющих программ (УП), быстрого вызова команд электро-

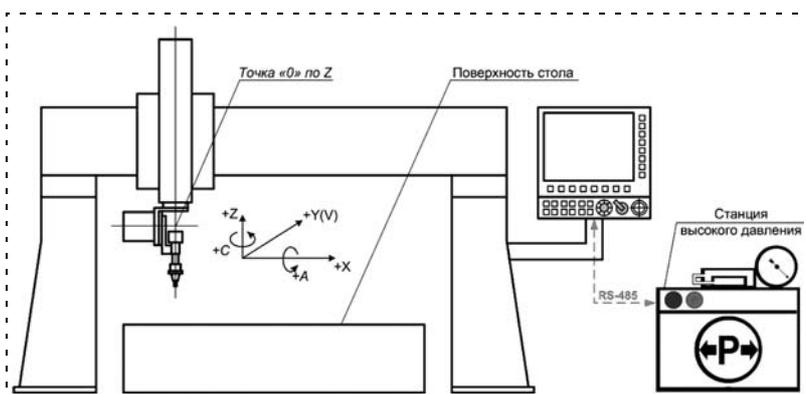


Рис. 1. Эскиз установки гидроабразивной резки



Рис. 2. Архитектура системы числового управления



Рис. 3. Панель управления УГСП

автоматики станка и отображения текущего состояния системы.

Автономное управление станцией высокого давления при наладке осуществляется посредством установленного на ней пульта. В штатном режиме управление происходит с помощью станочной панели на терминале системы ЧПУ [7]. Станочная панель позволяет управлять положением защитного ограждения, отсекателем струи, подачей питания СВД и гидростанции (рис. 3). Управляющие сигналы через ядро системы ЧПУ передаются в контроллер привода и ПЛК или в систему управления СВД для отработки заложенных алгоритмов.

Логическая задача управления

Логическая задача ЧПУ решается посредством распределенной системы управления, представляющей собой совокупность программируемых контроллеров, непосредственно управляющих технологическим процессом. Сбор и обмен данными в сети между вычислительными устройствами осуществляется на базе коммуникационного протокола ModBus с применением на физическом уровне стандарта последовательной линии связи RS-485. Применение стандартного протокола гарантирует стабильную работу в производственных условиях.

Организация взаимодействия автономных программируемых контроллеров для управления электроавтоматикой станка построена на принципе "Master — Slave" ("ведущий — ведомый") с образованием многогранной сети (рис. 4) [8].

На верхнем уровне располагается система ЧПУ, управляющая всем технологическим процессом. На втором уровне расположен "ведущий" ПЛК, отвечающий за согласованность работы совокупности элементов распределенной системы. На третьем уровне располагаются "ведомые" ПЛК, реализующие управление питанием приводов подач, СВД, контроль безопасности и т. д. [9].

Применение распределенного управления позволяет автономно вести разработку программного обеспечения для каждого отдельного программируемого контроллера

с последующей интеграцией в систему и вводом оборудования в эксплуатацию (рис. 5).

Непосредственная коммуникация осуществляется только между смежными уровнями (а именно, 1—2, 2—3 и 3—4). Механизм взаимодействия базируется на использовании разделяемой памяти (применяется внутренняя память подчиненных контроллеров), доступной для чтения и записи данных как "Master"-, так и "Slave"-устройствам.

М-функции в кадре управляющей программы на языке ISO-7bit (в автоматическом режиме) или команды от оператора, поступающие с органов управления (в ручном режиме), обрабатываются системой ЧПУ и передаются в "ведущий" ПЛК [10]. В зависимости от конкретной реализации "Master"-контроллер:

- 1) самостоятельно выполняет поступающие команды по заложенным в его управляющей программе алгоритмам. При этом "Slave"-устройства фактически выступают в роли пассивных модулей ввода/вывода, выполняя лишь арифметические и/или логические операции над данными в целях их предварительной фильтрации (например, для передачи только определенного диапазона значений);
- 2) только распределяет поступающие команды между "ведомыми". Непосредственной обработкой и последующим выполнением команд занимаются

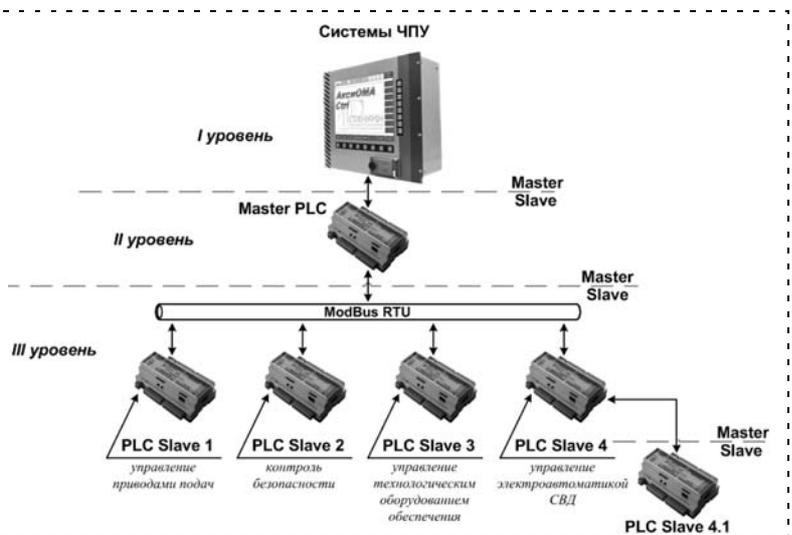


Рис. 4. Организация управления в режиме "Master—Slave"

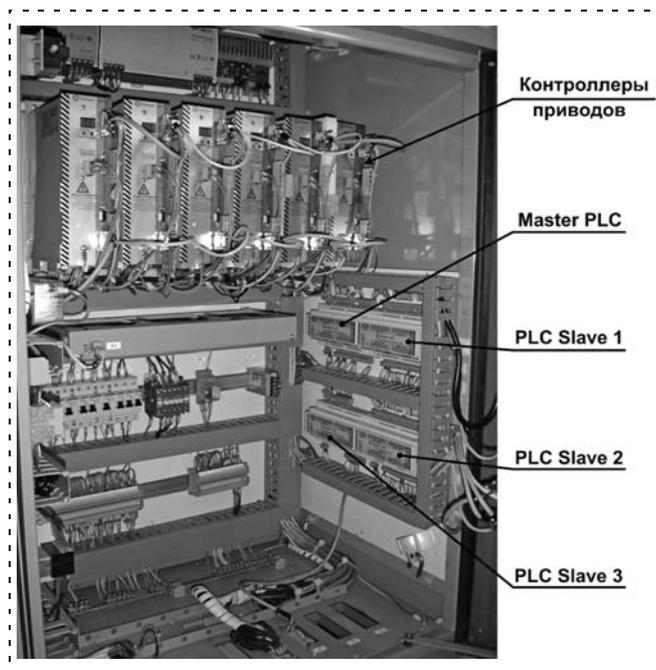


Рис. 5. Шкаф электроавтоматики УГСП

устройства третьего уровня. При обмене данными между ними, а также с системой числового управления станка "Master"-контроллер также выступает и в роли коммутатора;

3) реализует обе вышеописанные задачи, что позволяет сократить количество применяемого оборудования за счет рационального использования функциональных возможностей контроллеров.

Способ отображения состояния электроавтоматики

Команды, поступающие с органов управления (с M-клавиш терминала оператора или панели управления), обрабатываются в ядре системы ЧПУ и передаются в программируемый контроллер [11]. Контроллер электроавтоматики согласно запрограммированным алгоритмам циклически передает управляющие воздействия на исполнительные механизмы и анализирует совокупность данных, поступающих с датчиков о состоянии объектов управления.

Каждому состоянию отдельного узла или системы в целом сопоставлены графическое изображение и/или текстовое сообщение со своим уникальным идентификатором. На основе обработанных данных "Master PLC" записывает в область внутренней памяти идентификаторы изменившихся состояний [12].

Настройка параметров отображения осуществляется с помощью XML-файла. В нем сопоставлены указатели внутренней области памяти ПЛК с таблицами соответствия данных с набором текстовой и графической информации, необходимой для визуализации [13, 14]. Текущее и возможные состояния системы отображены на терминале оператора (рис. 6, см. третью сторону обложки).

Аналогично построен механизм индикации машинных клавиш на панели управления: статус управ-

ляемых от станочной панели объектов записывается в биты памяти программируемого контроллера станка; система ЧПУ считывает данные и передает инструкции контроллеру станочной панели, отвечающему за подсветку.

Заключение

В работе рассмотрена архитектура системы ЧПУ "АxiOMA Ctrl" для установки гидроструйной резки и предложен вариант реализации управления электроавтоматикой станочного оборудования по принципу "Master — Slave". Ввод в ее состав "ведущего" ПЛК предъявляет повышенные требования к надежности его функционирования. Однако наличие "Master"-контроллера позволяет передать ему функции диспетчеризации, тем самым освобождая программное обеспечение ядра системы ЧПУ от реализации специализированного функционала. Данное решение предоставляет возможность быстрой адаптации системы числового управления к станкам различных групп, т. е. повышает ее унифицированность [15].

Список литературы

1. Григорьев С. Н. Научно-технические проблемы построения современных технологических систем с числовым программным управлением // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 4. С. 19—26.
2. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Концепция построения базовой системы числового программного управления мехатронными объектами // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2011. № 2. С. 21—27.
3. Мартинов Г. М., Пушков Р. Л. Построение инструментария отладки управляющих программ систем ЧПУ на языках высокого уровня // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2008. № 11. С. 19—24.
4. Григорьев С. Н., Андреев А. Г., Мартинов Г. М. Перспективы развития кроссплатформенных компьютерных систем числового программного управления высокотехнологического оборудования // Автоматизация в промышленности. 2011. № 5. С. 3—8.
5. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4—8.
6. Мартинов Г. М., Сосонкин В. Л. Перспективные технологии разработки математического обеспечения систем управления: использование регулярных выражений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 2. С. 40—46.
7. Мартинов Г. М., Козак Н. В., Нежметдинов Р. А., Пушков Р. Л. Принцип построения распределенной системы ЧПУ с открытой модульной архитектурой // Вестник МГТУ "Станкин". 2010. № 4 (12). С. 116—122.
8. Нежметдинов Р. А., Кулиев А. У., Червонова Н. Ю. Принципы построения распределенных систем управления электроавтоматикой на базе взаимодействия автономных ПЛК // Тр. междунар. науч.-практ. конф. "Передовые информационные технологии, средства автоматизации и их внедрение на российских предприятиях" АИТА 2011. С. 725—728.
9. Маргынова Л. И., Козак Н. В., Нежметдинов Р. А., Пушков Р. Л. Реализация открытости управления электроавтоматикой станков в системе ЧПУ класса PCNC // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2011. № 2. С. 11—16.
10. Сосонкин В. Л., Мартинов Г. М. Системы числового программного управления. Учеб. пособие. М.: Логос, 2005.
11. Мартинов Г. М., Козак Н. В., Нежметдинов Р. А., Любимов А. Б. Специфика построения панелей управления систем

ЧПУ по типу универсальных программно-аппаратных компонентов // Автоматизация и современные технологии. 2010. № 7. С. 34–40.

12. **Eliseeva Yu. V.** Comparative index for solutions of symplectic difference systems // Differential Equations. 2009. Т. 45. № 3. С. 445–459.

13. **Мартинов Г. М., Нежметдинов Р. А., Козак Н. В., Пушков Р. Л.** Прикладные решения в области управления электроавтоматикой станков с ЧПУ класса PCNC // Промышленные АСУ и контроллеры. 2011. № 4. С. 48–53.

14. **Козочкин М. П., Кочинев Н. А., Сабиров Ф. С.** Диагностика и мониторинг сложных технологических процессов с помощью измерения виброакустических сигналов // Измерительная техника. 2006. № 7. С. 30–34.

15. **Григорьев С. Н.** Принципы создания многофункциональной системы числового программного управления технологическим оборудованием на базе общего ядра с открытой модульной архитектурой // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2011. № 5. С. 1–11.

УДК 681.323-181.4.001.63

О. Д. Егоров, канд. техн. наук, доц.,
Московский государственный
технологический университет "СТАНКИН"

Проектирование интегрированных мехатронных модулей

Представлен подход к проектированию мехатронных модулей на основе разработанной их классификации и критериев синергетической интеграции.

Ключевые слова: проектирование, мехатронный модуль, классификация, интеграция

Общие положения

Проектирование — логический мыслительный процесс, в котором соединены интуиция, творчество, искусство, умение целенаправленно творчески работать, увязывая достижения науки, накопленный опыт, прогнозирование перспектив, возможности производства. Это длительный, трудоемкий, требующий больших материальных затрат процесс, который может быть осуществлен на высоком техническом уровне, если конструктор овладеет методикой проектирования, накопит большой и специфичный для данной отрасли опыт конструирования; это комплекс работ, направленный на изыскание, исследование, расчет и разработку конструкторской документации объекта проектирования [1].

Целью проектирования является создание объекта, необходимого людям.

Необходимость в проектировании возникает после описания некоторой совокупности потребительских свойств, которыми должен обладать объект проектирования. Эти свойства являются входом процесса проектирования, выходом является конструкторская документация, по которой можно изготовить объект, удовлетворяющий этим свойствам.

Проектирование современных модулей и машин нового поколения основано на переносе функциональной нагрузки от механических устройств к интеллектуальным (электронным, компьютерным и информационным) компонентам. Такой подход в проектировании называют мехатронным. Он диктует новые требования к элементам различной физической природы, входящим в состав мехатрон-

ных модулей (ММ) и машин, что, в свою очередь, ведет к развитию новых технологий и конструкторских решений.

Добиться качественно новых характеристик ММ позволяет концепция "встроенного проектирования", которая предполагает синергетическую интеграцию различных элементов в едином корпусе на основе современных научно-технических знаний в области конструирования, технологий изготовления и управления машинами. При этом необходимо не просто объединить отдельные части в систему с помощью типовых соединений, а сделать конструктивные связи в ММ неразрывными и взаимопроницаемыми, а также обеспечить преобразование информации о программе движения выходного звена модуля в целенаправленное его движение.

Интеграция элементов различной физической природы в ММ позволяет перейти на более высокий качественный уровень достижения им основных технических показателей — скорости и точности движения выходного звена, а также обеспечить компактность конструкции и способность ее к быстрой реконфигурации. В то же время разнородность отдельных элементов требует повышенной согласованности их создания. Поэтому современные концепции проектирования ММ основаны на разделении процесса проектирования на параллельные потоки, каждый из которых соответствует синтезу какой-либо одной подсистемы. При этом важно, чтобы эти потоки были взаимосвязаны между собой. В противном случае на заключительном этапе проектирования ММ, состоящий из полученных компонентов, может оказаться неработоспособным или не отвечать требованиям технического задания.

На рис. 1 изображена блок-схема процесса "встроенного проектирования" ММ. На ней показаны основные этапы его синтеза.

Первый этап подразумевает формирование исходных требований заказчиком. Однако эти требования могут быть неполными или могут не соответствовать реальным возможностям изготовителя. Поэтому окончательный вид технического задания утверждается после проведения технического анализа. Уже на этом этапе проектирования конструктор, как правило, представляет себе общую концепцию будущего изделия, так как из содержания

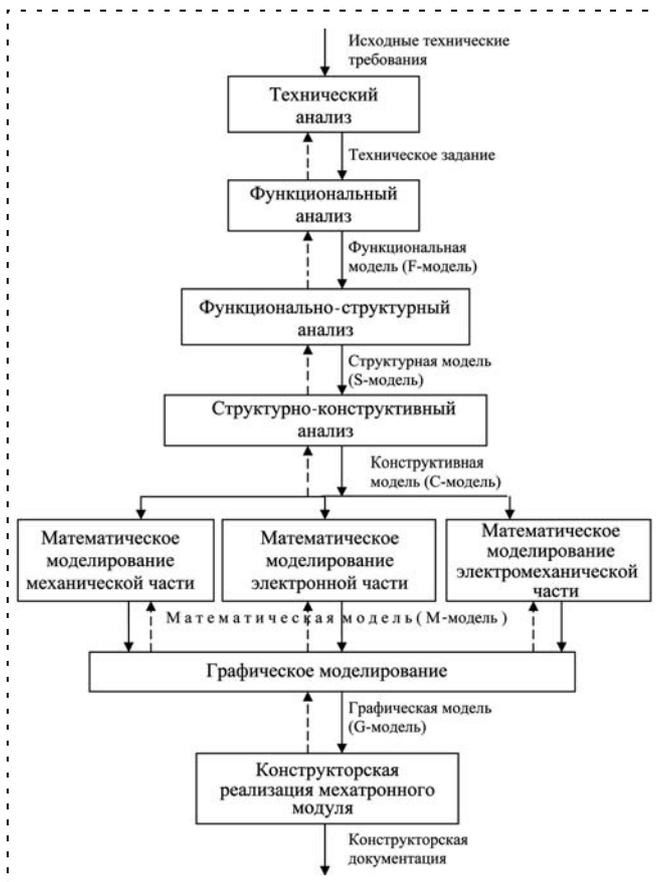


Рис. 1. Блок-схема процесса "встроенного проектирования" мехатронного модуля

технического задания напрямую следует вид функциональной модели ММ, а также возможные варианты ее структурной реализации. Затем конструктор выбирает один из возможных вариантов структурной модели, и процесс проектирования разбивается на три параллельных потока. Отдельно разрабатывают механическую, электромеханическую и электронную части модуля, т. е. получают его математическую модель.

Особую роль при проектировании играет графическое моделирование ММ. С его помощью

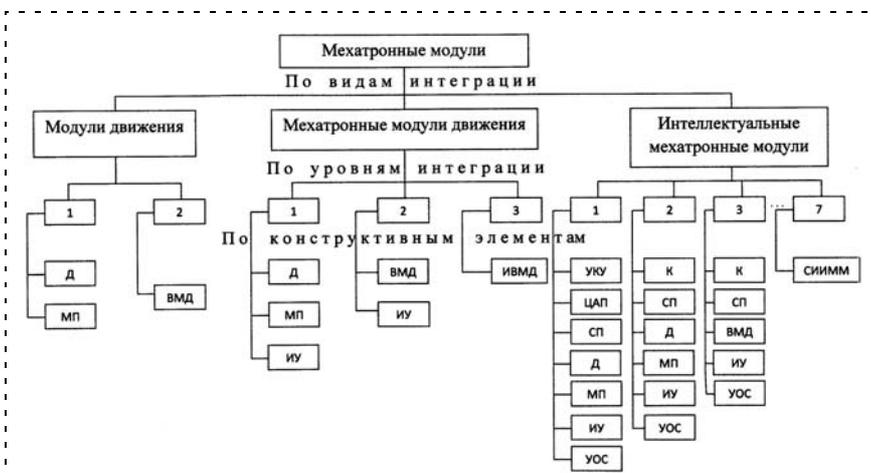


Рис. 2. Классификация мехатронных модулей

можно проследить взаимовлияние различных компонентов друг на друга и оценить качество будущего модуля на предварительном этапе его создания. Поэтому главная цель использования графического моделирования — определение уровня соответствия характеристик проектируемого ММ требованиям, заложенным в техническом задании без непосредственного изготовления опытных образцов. Если модуль удовлетворяет наложенным на него ограничениям по точности, быстродействию, массогабаритным характеристикам и т. д., то далее идет этап выпуска конструкторской документации. В противном случае конструктор должен внести необходимые изменения в структурную модель ММ или использовать для ее реализации другие компоненты.

Следует отметить, что все этапы проектирования, представленные на рис. 1, взаимосвязаны, т. е. не только вышестоящий этап оказывает влияние на нижестоящий, но и наоборот, нижестоящий приводит к изменению вышестоящего этапа. Это отражено в виде прямых (сплошных) и обратных (штриховых) стрелок на рис. 1.

Классификация и виды моделей мехатронных модулей

ММ представляет собой функционально и конструктивно самостоятельное изделие, предназначенное для реализации движений с взаимопроникновением и синергетической аппаратно-программной интеграции составляющих его элементов, имеющих различную физическую природу [2].

ММ могут быть классифицированы (рис. 2) по видам интеграции: модули движения (МД), мехатронные модули движения (ММД) и интеллектуальные мехатронные модули (ИММ); по уровням интеграции: МД — 1-го и 2-го уровней; ММД — 1-го, 2-го и 3-го уровней; ИММ — 1, ..., 7-го уровней, а также по конструктивным элементам их составляющих.

ММ первого уровня состоят из основных элементов, осуществляющих функциональные преобразования, необходимые для выполнения требуемого движения выходного звена модуля. В МД такими элементами являются двигатель (Д) и механический преобразователь (МП), в ММД — Д, МП и информационное устройство (ИУ) (датчики обратной связи (ДОС) — датчики перемещений, скорости и углов), в ИММ — Д, МП, ИУ, устройство компьютерного управления (УКУ), цифроаналоговый преобразователь (ЦАП), силовой преобразователь (СП) и устройство обратной связи (УОС).

В ММ более высоких уровней некоторые основные элементы заменяют интегрированными элементами, осуществляющими те же функциональные преобразования,

что и замененные основные элементы. Например, основные элементы Д и МП можно заменить одним высокомоментным двигателем (ВМД), Д, МП и ИУ — интегрированным высокомоментным двигателем (ИВМД), УКУ и ЦАП — контроллером (К) и т. д. В идеале все основные элементы можно заменить одним суперэлементом, который будет выполнять все функциональные преобразования в ММ. В результате получим суперинтегрированный интеллектуальный мехатронный модуль (СИИММ).

Проектирование ММ начинают с построения его функциональной модели, которую получают после проведения функционального анализа данных технического задания. В первую очередь, конструктор должен выделить основные функции, которые должны быть реализованы модулем по отношению к внешним объектам. На этом этапе система может быть представлена в виде "черного ящика" с набором входов, выходов и внешних возмущающих воздействий. Затем в функциональную модель ММ вводят внутренние функциональные преобразования, которые позволяют трансформировать совокупность входных воздействий в выходные с заданным набором параметров. На этой стадии проектирования важно решить, какие дополнительные обратные связи необходимы для качественной работы ММ, т. е. для оценки его текущего внутреннего состояния и корректировки функционального движения выходного звена. Таким образом, функциональная модель ММ должна давать полное представление о программе, заданной устройством компьютерного управления, целенаправленного управляемого движения выходного звена, взаимодействующего с объектами внешней среды.

Функциональную модель изображают в виде схемы, состоящей из блоков прямоугольной формы и стрелок, соединяющих эти блоки. При этом в блоках указывают сами преобразования, а стрелками задают их последовательность.

Функциональные модели различных ММ изображены на рис. 3

Связь между механико-информационными и электромеханическими преобразованиями в ММД на рис. 3 показана штриховой линией.

После составления функциональной модели проводят функционально-структурный анализ ММ и получают его структурную модель, показывающую, какими основными аппаратными средствами можно эффективно реализовать полученную функциональную модель и связи между ними. Эту модель графически так же, как и функциональную модель, изображают в виде прямоугольных блоков и стрелок. Только в этом случае структурные блоки изображают отдельные аппаратные части ММ, т. е. устройства, входящие в ее со-

став, а стрелки изображают межблочные связи. Для соединения блоков (конструктивных элементов) используют интерфейсы, которые изображают в виде кружочков с подписью рядом с ними И1, И2, и т. д. Они имеют различную физическую природу, которая зависит от типа соединяемых ими структурных блоков. Их проектирование, изготовление и наладка создают серьезные проблемы для разработчиков. Поэтому в ММ стремятся к их сокращению и в идеале к полному уничтожению. Этого можно достичь при высокой степени интеграции элементов ММ на стадии его проектирования.

В процессе проектирования ММ конструктор должен проработать несколько возможных вариантов структурной реализации модели и выбрать наилучшее решение.

Структурные модели различных видов ММ изображены на рис. 4.

Затем проводят структурно-конструктивный анализ ММ, заключающийся в выборе типов, числа, порядка расположения и взаимодействия основных и дополнительных (тормозных, предохранительных, люфтовыбирающих, демпфирующих, направляющих и др.), если необходимо, конструктивных элементов, вводимых в состав ММ в целях обеспечения выполнения заданного функционального движения выходного звена с высокой скоростью, точностью и надежностью, в результате которого получают конструктивную модель.

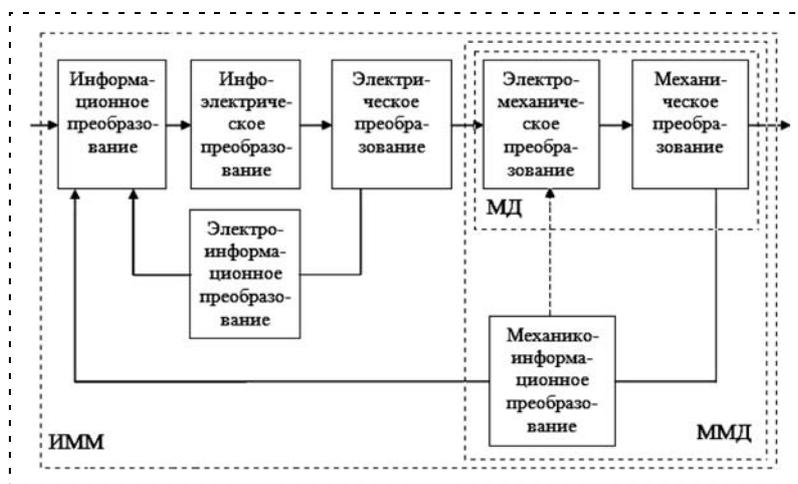


Рис. 3. Функциональные модели мехатронных модулей

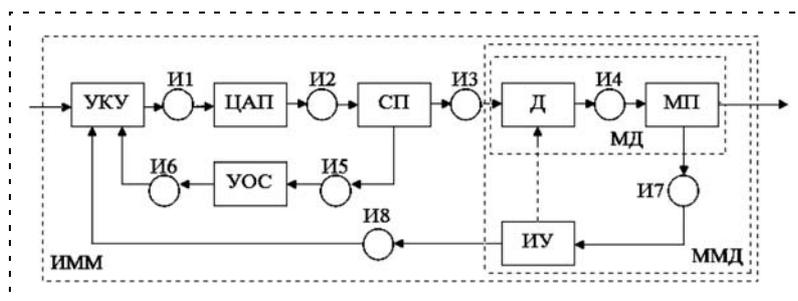


Рис. 4. Структурные модели мехатронных модулей

Критерии синергетической интеграции мехатронных модулей

Синергетическую интеграцию при проектировании ММ осуществляют тремя способами: функциональной, функционально-структурной и структурно-конструктивной интеграцией.

Функциональная интеграция заключается в создании функциональной модели ММ путем добавления в существующую функциональную модель дополнительных функциональных преобразований для улучшения качества работы ММ.

Функционально-структурная интеграция — это нахождение структурной модели ММ, реализующей заданные функциональные преобразования с помощью минимального числа структурных блоков. Она направлена на выбор проектных решений, обеспечивающих объединение нескольких структурных блоков в один блок.

Структурно-конструктивная интеграция заключается в выборе типов и минимального числа основных и дополнительных конструктивных элементов, вводимых в ММ для обеспечения заданных функциональных преобразований с максимальной эффективностью.

В зависимости от уровня функциональной, функционально-структурной и структурно-конструктивной интеграции элементов в ММ осуществляют сравнение их моделей по представленным в работе критериям синергетической интеграции, затем выбирают наиболее рациональную модель, в наибольшей степени отвечающую этим критериям, и приступают к ее дальнейшему проектированию.

Рассмотрим предлагаемые критерии интеграции. *Показатель функциональной интеграции* показывает удельную функциональность ММ по отношению к интеллектуальному ММ:

$$J_F = \frac{N_F}{N_{F_{ИИМ}}},$$

где N_F — число функциональных преобразований в ММ. В МД $N_F = 2$, в ММД $N_F = 3$, в ИИМ $N_F = 7$.

Чем больше показатель функциональной интеграции, тем ближе ММ к ИИМ, и тем лучше качество его работы.

Показатель функционально-структурной интеграции показывает уровень интеграции структурных блоков (основных конструктивных элементов) N_S в ММ при выполнении им требуемых функциональных преобразований:

$$J_S = \frac{N_F}{N_S}.$$

Если каждое функциональное преобразование осуществляется одним структурным блоком, то для МД $N_S = 2$, для ММД $N_S = 3$, для ИИМ $N_S = 7$.

Следует отметить, что одни и те же функциональные преобразования могут быть реализованы различным числом структурных блоков. При уменьше-

нии их числа J_S увеличивается, и при $N_S = 1$ для ИИМ $J_S = 7$.

Показатель структурно-конструктивной интеграции указывает на наличие в структурной модели ММ дополнительных конструктивных элементов N_d , вводимых в его состав для повышения качества работы:

$$J_K = \frac{N_S}{N_S + N_d}.$$

С увеличением числа N_d в ММ показатель J_K уменьшается, соответственно, качество его работы улучшается, но массогабаритные показатели и надежность ухудшаются. Исходя из этих противоречий конструктор должен решить, какое число N_d ему необходимо вводить в состав ММ.

Показатель мехатронности показывает степень приближения ММ к интеллектуальному мехатронному модулю:

$$J = \frac{N_F^2}{N_{F_{ИИМ}}(N_S + N_d)}.$$

При отсутствии функционально-структурной интеграции и $N_d = 0$ получим максимальное значение J : для МД $J_{\max} = 0,29$, для ММД $J_{\max} = 0,43$, для ИИМ $J_{\max} = 1$. Показатель мехатронности больше единицы могут иметь интеллектуальные ММ с более высоким уровнем функционально-структурной интеграции и при осуществлении семи функциональных преобразований одним структурным блоком (конструктивным элементом) $J_{\max} = 7$, т. е. получаем СИИММ.

Каждый ММ обладает некоторым уровнем качества работы, который условно можно принять равным единице. Однако он не всегда достаточен для удовлетворения требований технического задания. Поэтому вводят *показатель дополнительного качества*, который показывает превышение качества работы ММ при наличии дополнительных конструктивных элементов по отношению к нему без них:

$$\vartheta = \frac{N_d}{N_S + N_d}.$$

Наличие дополнительных конструктивных элементов приводит к улучшению качественных показателей работы ММ, но при этом увеличиваются массогабаритные параметры, снижается долговечность и надежность, возрастает стоимость.

Структурная избыточность — отношение общего числа основных N_S и интерфейсных $N_{и}$ блоков в структурной модели ММ к числу необходимых функциональных преобразований:

$$S = \frac{N_S + N_{и}}{N_F}.$$

При проектировании ММ необходимо стремиться к уменьшению структурной избыточности. Этого можно достичь интеграцией структурных блоков и исключением интерфейсных элементов.

Структурная связность — величина, характеризующая влияние уровня функциональной и структурной интеграции на сложность структурной модели ММ:

$$C = \frac{1}{(n-1)^2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n a_{ij} - \frac{1}{n-1},$$

где n — число блоков структурной модели ММ; a_{ij} — элемент матрицы смежности $A = \|a_{ij}\|$ размерности $n \times n$; $a_{ij} = 1$, если существует связь (стрелка), направленная от предыдущего структурного блока i к последующему структурному блоку j (т. е. блок i смежен блоку j). В противном случае $a_{ij} = 0$.

Для ММ с минимальной структурой ($n = 2$) структурная связность равна нулю, максимальную структурную связность $C = 1$ имеют ММ, у которых между любой парой структурных блоков существует пара разнонаправленных связей (взаимно противоположных стрелок).

При проектировании ММ необходимо стремиться к увеличению структурной связности путем интеграции составляющих его элементов.

Определим структурную связность интегрированного интеллектуального ММ, в котором УКУ и ЦАП объединены в один структурный блок — контроллер, а также Д и МП объединены в высококомпонентный двигатель (ВМД) (рис. 5).

Составляем матрицу смежности:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Структурная связность будет равна

$$C = \frac{1}{(5-1)^2} \cdot 6 - \frac{1}{5-1} = 0,125.$$

Структурная компактность отражает близость структурных блоков (конструктивных элементов) между собой в структурной модели ММ:

$$K = \frac{n}{n-1} - \frac{1}{n(n-1)^2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n r_{ij},$$

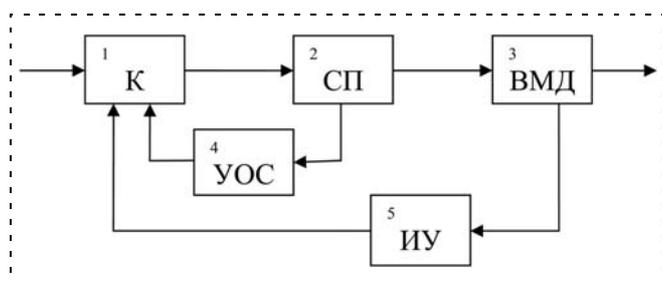


Рис. 5. Структурная модель интегрированного интеллектуального мехатронного модуля

где r_{ij} — элемент матрицы расстояний R , равный длине кратчайшего пути (числу минимальных связей-стрелок) из блока i в блок j . Если такого пути нет, то соответствующему элементу матрицы присваивают значение, равное числу блоков n в структурной модели.

При проектировании ММ необходимо стремиться к увеличению структурной компактности.

Вычислим структурную компактность интегрированного ИММ (рис. 5).

Составляем матрицу расстояний:

$$R = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 2 & 2 & 3 \\ 2 & 0 & 1 & 1 & 2 \\ 2 & 3 & 0 & 4 & 1 \\ 1 & 2 & 3 & 0 & 4 \\ 1 & 2 & 3 & 3 & 0 \end{bmatrix}.$$

Находим структурную компактность:

$$K = \frac{5}{5-1} - \frac{1}{5(5-1)^2} \cdot 43 \approx 0,71.$$

Показатель функциональной нагрузки N_i позволяет дать количественную оценку объема функциональной нагрузки, которую несет каждый структурный блок (конструктивный элемент) n_i в структурной модели ММ [3]:

$$N_i = \frac{\sum_{j=1}^n r_{ij}}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n r_{ij}},$$

где r_{ij} — j -й элемент i -й строки матрицы соответствия

$$B = A(E + A),$$

A — матрица смежности; E — единичная матрица.

Чем больше показатель N_i , тем большую функциональную нагрузку несет соответствующий элемент.

Сумма показателей функциональной нагрузки всех элементов ММ равна единице.

Следует отметить, что показатель N_i дает удовлетворительные результаты только для замкнутых структурных схем. Для разомкнутых структурных схем он для последнего элемента цепи, не имеющего связи с последующим элементом, равен нулю.

Рассмотрим интегрированный интеллектуальный мехатронный модуль (рис. 6).

Матрица смежности:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

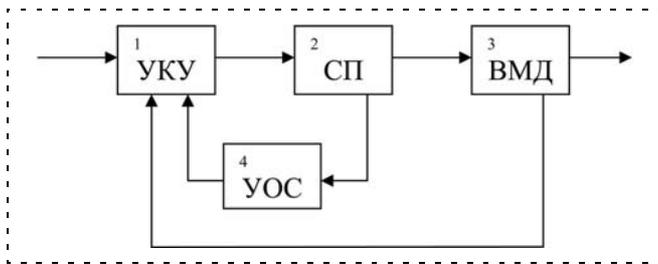


Рис. 6. Структурная модель интегрированного интеллектуального мехатронного модуля

Суммарная матрица:

$$E + A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Матрица соответствия:

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Показатели функциональной нагрузки:

$$N_1 = 0,3; N_2 = 0,3; N_3 = 0,2; N_4 = 0,2.$$

Следовательно, наибольшую функциональную нагрузку несут УКУ и СП.

Конструктивная избыточность показывает, какую часть от общего числа элементов в ММ составляют дополнительные конструктивные элементы:

$$CS = \frac{N_d}{N_o + N_d},$$

где N_o — число основных функциональных конструктивных элементов в ММ.

Таким образом, предложенные классификация, модели и критерии синергетической интеграции позволяют выбрать наиболее рациональную структурную модель ММ, в наибольшей степени отвечающую требованиям мехатронности, и приступить к ее конструкторской реализации.

Список литературы

1. Косов М. Г., Гуревич Ю. Е., Симанженков К. А. Логика проектирования машин: учеб. пособ. М.: Янус-К, 2008.
2. Егоров О. Д., Подураев Ю. В. Конструирование мехатронных модулей: учебник. М.: ИЦ МГТУ "Станкин", 2004.
3. Подураев Ю. В. Мехатроника: основы, методы, применение: учеб. пособ. М.: Машиностроение, 2006.

УДК 004.771:62-503.55

Н. В. Козак, канд. техн. наук, доц.,
kozak@nesystems.ru,

Л. И. Мартинова, канд. техн. наук, доц.,

К. А. Савинов, аспирант,

И. А. Дубровин, аспирант,

Московский государственный
технологический университет "СТАНКИН"

Построение гетерогенной распределенной компьютерной системы управления для высокотехнологичных децентрализованных производств на основе web-технологий*

Обоснована необходимость создания гетерогенных распределенных систем управления децентрализованных высокотехнологичных производств. Сформирована обобщенная структура гетерогенных компьютерных систем управления. Определены функции и место web-сервера, приведен пример построения удаленного терминала на базе web-браузера.

Ключевые слова: удаленное управление, web-терминал, web-сервер системы ЧПУ, децентрализованные производства, распределенные компьютерные системы

Введение

Управление децентрализованными высокотехнологичными производствами в рамках виртуальных корпораций основано на применении многопроцессорных гетерогенных систем числового программного управления с распределенной топологией [1, 2]. Гетерогенная система управления строится на базе синтеза разнородных вычислительных компонентов, в качестве которых выступают традиционные системы управления (системы ЧПУ, программируемые логические контроллеры или контроллеры движения), промышленные компьютеры и специализированные компьютерные системы управления. Для реализации управления технологическим процессом требуется организовать их распределенное функционирование, т. е. включение вычислительных компонентов в общую информационно-вычислительную среду через промышленные сети. При этом особое место занимает задача создания и организации межмодульного взаимодействия, в том

* Работа выполнена по Госконтрактам № П963 и № 16.740.11.0267 на проведение НИР в рамках ФЦП "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009–2013 гг.

числе на базе web-технологий с применением web-сервера данных [3, 4].

Базовые программные модули, с одной стороны, обеспечивают взаимодействие программных модулей web-сервера с ядром системы ЧПУ для получения данных о процессе управления и передачи управляющих команд от web-клиентов. Вместе с тем, они реализуют интерактивное web-пространство для совместной работы компонентов гетерогенной распределенной компьютерной системы [5].

Применение систем ЧПУ с открытой модульной архитектурой позволяет реализовать взаимодействие с промышленным оборудованием на основе стандартных протоколов связи, используя проложенные промышленные и офисные сети [6].

Обобщенная архитектура гетерогенной распределенной компьютерной системы управления

Гетерогенная распределенная компьютерная система управления производством формируется посредством набора web-серверов, специализирующихся на реализации двух основных задач:

1. Предоставление удаленного доступа к функциям диагностики и управления станочным оборудованием.
2. Организация интерактивного пространства для взаимодействия персонала.

Центральный web-сервер гетерогенной компьютерной системы (рис. 1) открывает web-клиентам доступ к системам управления станочным оборудованием, таким образом предоставляя им потенциальную возможность удаленного контроля, диагностики и управления производственными процессами. Доступ к функциям управления и диагностики подсистем станка реализует web-сервер системы управления, предоставляя web-клиентам инструментальные средства для интерактивного взаимодействия.

Пользователи web-терминала удаленно управляют технологическим оборудованием в рамках локальной сети предприятия (например, операторы крупногабаритного станка, технологи производственного участка, сервис-инженеры цеха) (рис. 2).

Пользователи web-ресурсов обеспечивают взаимодействие участников гетерогенной производственной среды (например, для оперативного взаимодействия операторов станка и сервис-инженеров, персонала производственных участков и руководства предприятия) [7].

Пользователи системы удаленного обучения осуществляют удаленное обучение с использованием предоставляемых средой специализированных инструментов.

Администраторы гетерогенной среды выполняют задачи управления содержимым web-ресурсов, реализуют сервисные функции для клиентов других групп, обеспечивают стабильность и безопасность работы гетерогенной среды (например, системные

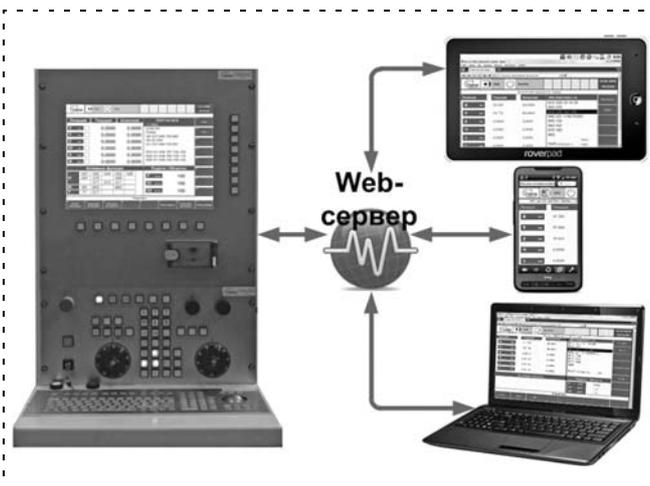


Рис. 1. Обобщенная структура гетерогенной компьютерной системы

администраторы настраивают функции и предоставляют доступ для управления станочным оборудованием через web-терминал).

В соответствии с установленными правами доступа для каждого клиента web-сервер предоставляет соответствующие функции web-сервера станка ЧПУ (рис. 2):

- удаленного терминала системы ЧПУ;
- взаимодействия подразделений посредством форумов, интерактивных конференций;
- доступа к специализированным базам данных;
- интерактивных web-средств поддержки и сопровождения проектов;
- сбора и обработки технологической информации для обеспечения эффективного информационного обмена конструкторской и технологической документацией;
- управления доступом к информационным ресурсам с учетом прав пользователей;
- административного управления содержимым web-ресурсов;
- управления правами пользователей;
- контроля деятельности виртуального производства.

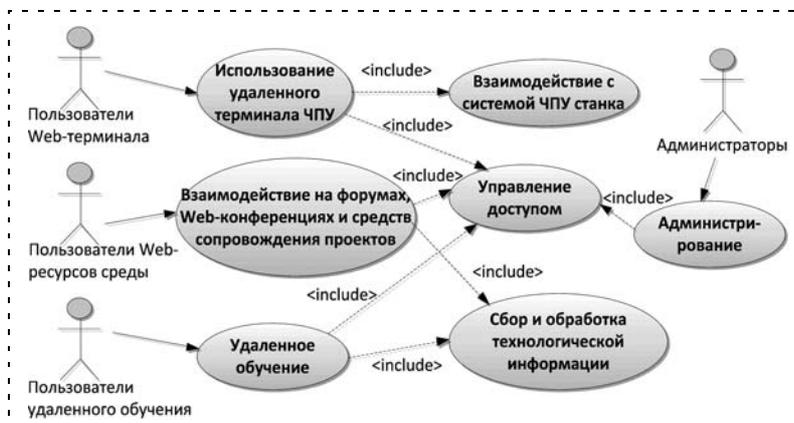


Рис. 2. Диаграмма прецедентов web-сервера гетерогенной компьютерной системы управления

Также возможно предоставление доступа к web-ресурсам гетерогенной компьютерной системы для проведения дистанционного обучения и переподготовки технических специалистов.

Технологии построения web-сервера

Web-сервер реализует функции по сбору статистических данных, обработке клиентских запросов и передаче потокового видео. Он создан в операционной системе Ubuntu (семейства Linux), распространяемой по GPL-лицензии.

Базовым сервисом, который должен обслуживать и хранить информацию о состоянии ядра системы ЧПУ, является СУБД MySQL (от Sun Microsystems). СУБД отвечает в системе за хранение данных, поступивших как с сервера ядра системы ЧПУ [8], так и с внутренних web-сервисов. В частности, хранятся учетные записи пользователей и уровни их доступа в системе, специальные таблицы web-приложений интерактивной среды, а также таблицы данных системы ЧПУ, которые используются в качестве интерфейса обмена информацией с web-приложениями.

Доступ к параметрам и техническим данным системы ЧПУ со стороны web-приложений осуществляется через таблицы СУБД. Для работы с этими таблицами со стороны системы ЧПУ разработано приложение на языке C#, которое собирает статистику ядра реального времени и реализует базовые функции управления ЧПУ [9, 10].

Задача запуска приложений C# на платформе Linux была успешно решена с применением проекта Mono (реализация платформы .NET на Unix-подобных системах) [11]. Программа по сбору данных работает в фоновом режиме на web-сервере и осуществляет постоянный сетевой мониторинг данных, получаемых от ядра системы управления. Таким образом, отслеживаются режимы работы,

системные сообщения, позиционирование осей станка ЧПУ, статус и выполнение управляющей программы. Все эти данные в непрерывном режиме записываются в СУБД, после чего обрабатываются и передаются для мониторинга и диагностики.

Специальный модуль web-приложения для просмотра и передачи данных на обработку создан с применением программных продуктов Apache, PHP и JavaScript. Модуль позволяет с помощью PHP-скриптов получить доступ к данным, хранящимся в СУБД.

Удаленный терминал управления станком

Графический интерфейс пользователя удаленного web-терминала (рис. 3) разработан с применением web-технологий и реализует базовые функции системы ЧПУ подобно основной терминальной части ядра реального времени [11]. Web-сервер предоставляет возможность однократного получения web-страницы через браузер, т. е. отсутствует регулярное обновление страницы. Динамическое отображение изменяющихся в реальном времени данных реализовано с использованием технологии AJAX, которая позволяет в асинхронном режиме изменять данные на web-странице пользователя без ее перезагрузки. Недостаток этой технологии в том, что не все мобильные платформы ее поддерживают. Например, стандартный браузер Window CE в силу ограниченной функциональности не использует эту технологию.

Взаимодействия клиентского приложения web-сервера и ядра системы управления реализовано по существующему механизму коммуникации на базе протокола TCP/IP [11].

На обобщенной диаграмме взаимодействия участников системы удаленного web-терминала (рис. 4) отражен базовый механизм взаимодействия web-сервера с клиентским приложением системы ЧПУ через базу данных. Здесь реализуются запросы на запись (обновление) и чтение, аргументами могут являться имена необходимых полей таблиц и соответствующие значения.

Сначала необходимо соединить удаленный терминал с сервером ЧПУ (вызов 2.1 на рис. 4). После нажатия пользователем кнопки "соединить" в соответствующее поле базы данных записывается команда на соединение (вызов 2.2). Эта команда считывается клиентским приложением из базы (вызов 2.3). После установки соединения с ядром ЧПУ (вызовы 2.4 и 2.5) в то же поле таблицы базы данных записывается уведомление о состоянии соединения (вызов 2.6). Результат изменений данных в базе отображается на web-странице пользователя.

На рис. 5 изображена обобщенная структура базы данных web-сервера. Здесь



Рис. 3. Пользовательский интерфейс удаленного web-терминала

представлены основные базы данных распределенной системы и детализированы специальные таблицы интерфейса взаимодействия, обеспечивающего работу службы мониторинга системы ЧПУ. Браузер пользователя, отображающий web-терминал, циклически обращается с запросами к базе данных для получения информации о параметрах работы оборудования (состояние, перемещения рабочих органов системы ЧПУ и т. д.). Клиентское приложение, работающее напрямую с ядром системы ЧПУ, обновляет данные в таблицах в соответствии с полученной информацией.

Основные функции web-терминала по управлению и мониторингу реализуются посредством обычного web-браузера, например Internet Explorer или Firefox, независимо от того, на какой платформе они выполняются.

Приступая к работе, пользователь должен пройти авторизацию, что соответствует правилам информационной защиты системы (рис. 6). После авторизации система находится в состоянии "Подключено" (Connected) и доступна клавиша "Отключить" (Disconnect). При подключении пользователю становятся доступны режимы работы системы ЧПУ. В автоматическом режиме доступна файловая система для выбора управляющей программы, которую можно запустить на выполнение. Помимо функций работы в основных режимах системы ЧПУ пользователь может просматривать дополнительную техническую информацию о состоянии системы управления и историю системных сообщений.

Сервисы гетерогенной среды

Распределенная система управления виртуальной производственной корпорацией содержит дополнительные сервисы, обеспечивающие решение задач по обслуживанию производственных процессов, таких как планирование и организация конференций, поддержка системы контроля версий, удаленная диагностика производственных процессов и пр.



Рис. 4. Обобщенная диаграмма взаимодействия участников системы удаленного web-терминала

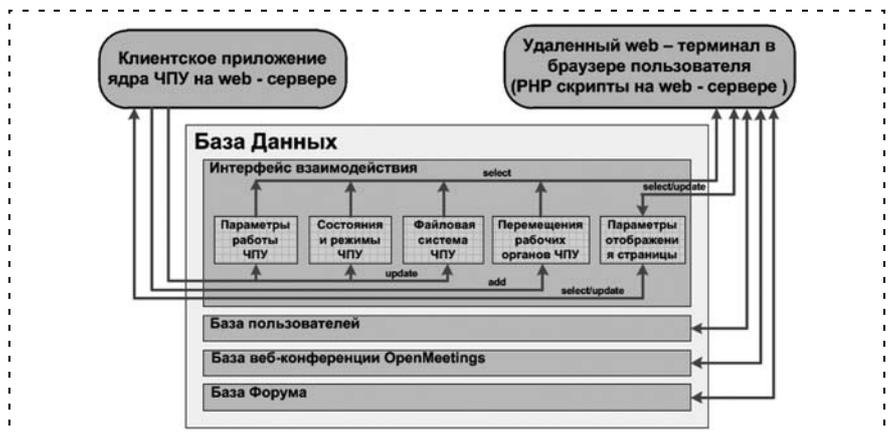


Рис. 5. Структура базы данных интерфейсной части web-сервера

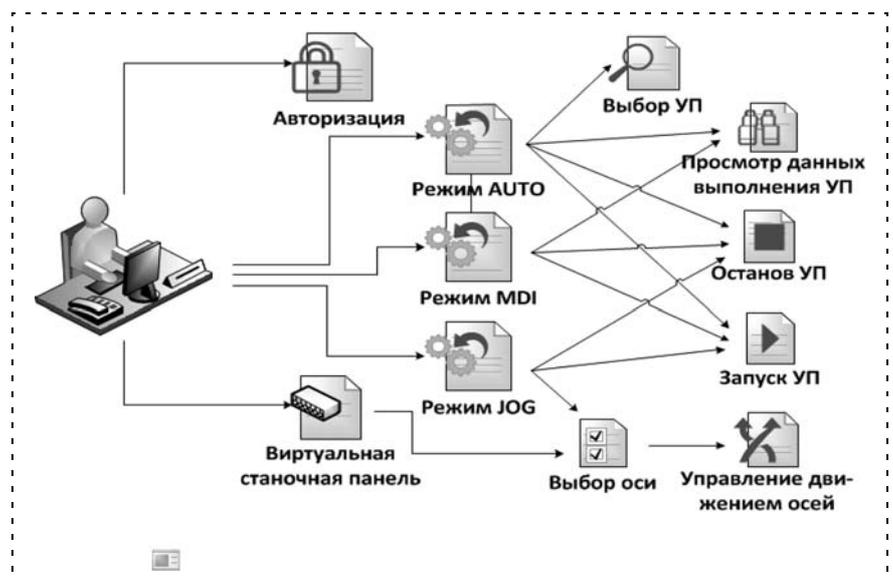


Рис. 6. Функции пользовательского интерфейса удаленного web-терминала



Рис. 7. Структура разделов сайта распределенной системы

Предоставление и администрирование ресурсов распределенной системы целесообразно реализовать на базе интернет-сайта (рис. 7), на котором каждый сервис представлен на отдельной странице с ограничением прав доступа.

Взаимодействие различных подразделений виртуальной производственной корпорации реализуется посредством web-сервиса видеоконференций, в котором поддерживается функция работы с документами. Для организации видеоконференций используется технология медиасервера Red 5. Это компонент сервера, который поддерживает передачу аудио- и видеопотоков в реальном времени. Использование этого компонента с продуктом OpenMeetings предоставляет полноценную платформу для видеоконференций (рис. 8, см. третью сторону обложки). Главная отличительная черта этой платформы в том, что для организации видеопотока между пользователями не нужно устанавливать никаких дополнительных программных средств на компьютер конечного пользователя.

Заключение

Используя преимущества открытой модульной архитектуры систем ЧПУ, создаваемые программные модули реализуют взаимодействие с промышленным оборудованием на основе стандартных протоколов связи и на базе существующих промышленных и офисных сетей [12]. Предложенный web-сервер распределенной компьютерной системы управления, предназначенной для управления децентрализованными высокотехнологичными производствами, строится на основе свободно распространяемого программного обеспечения и современных web-технологий. Он предоставляет полный набор средств для взаимодействия участников гетерогенной системы между собой. Кроссплатформенный компонент предоставления удаленного доступа к диагностическим данным процесса и к

функциям управления системы ЧПУ не требует установки каких-либо дополнительных программных средств со стороны пользователя, система работает как web-сервис [13, 14]. Доступ к системе осуществляется через стандартный web-браузер при наличии персонального идентификатора логин-пароль, который позволяет отслеживать, какой из разработчиков удаленно управляет системой.

Площадка для разработчиков предоставляет методы удаленной работы с документами пользователям (участникам проекта) в реальном времени посредством встроенных в базовую систему приложений.

Предоставляемый набор web-инструментов для общения участников проекта поддерживает потоковое видео в реальном времени для обеспечения возможности взаимодействия пользователей в режиме видео- и аудиоконференций.

Список литературы

1. Григорьев С. Н., Мартинов Г. М. Перспективы развития распределенных гетерогенных систем ЧПУ децентрализованными производствами // Автоматизация в промышленности. 2010. № 5. С. 4–8.
2. Мартинов Г. М., Сосонкин В. Л. Перспективные технологии разработки математического обеспечения систем управления: использование регулярных выражений // Мехатроника, автоматизация, управление. 2006. № 2. С. 40–46.
3. Григорьев С. Н. Научно-технические проблемы построения современных технологических систем с числовым программным управлением // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 4. С. 19–26.
4. Мартинова Л. И., Мартинов Г. М. Организация междоузного взаимодействия в распределенных системах ЧПУ. Модели и алгоритмы реализации // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 11. С. 50–55.
5. Мартинов Г. М., Сосонкин В. Л. Принципы построения удаленных терминалов ЧПУ для мехатронных систем // Автотракторное электрооборудование. 2004. № 1–2. С. 29–32.
6. Мартинов Г. М., Козак Н. В., Нежметдинов Р. А., Пушков Р. Л. Принцип построения распределенной системы ЧПУ с открытой модульной архитектурой // Вестник МГТУ "Станкин". 2010. № 4 (12). С. 116–122.
7. Сосонкин В. Л., Мартинов Г. М. Построение интерфейса оператора систем ЧПУ с привлечением web-технологий // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 10. С. 41–44.
8. Мартинов Г. М., Мартинова Л. И. Современные тенденции в области числового программного управления станочными комплексами // СТН. 2010. № 7. С. 7–10.
9. Шевелева Г. И., Волков А. Э., Медведев В. И. Программный комплекс для подготовки производства спирально-конических зубчатых передач // Вестник машиностроения. 2005. № 9. С. 6–14.
10. Hiseeva Yu. V. Comparative index for solutions of symplectic difference systems // Differential Equations. 2009. Т. 45. № 3. С. 445–459.
11. Интернет-ресурс открытой кроссплатформенной среды разработки под .Net — mono-project.com
12. Мартинова Л. И., Мартинов Г. М. Практические аспекты реализации модулей открытой системы ЧПУ // Автотракторное электрооборудование. 2002. № 3. С. 31–37.
13. Григорьев С. Н., Андреев А. Г., Мартинов Г. М. Перспективы развития кроссплатформенных компьютерных систем числового программного управления высокотехнологичного оборудования // Автоматизация в промышленности. 2011. № 5. С. 3–8.
14. Мартинов Г. М., Пушков Р. Л. Построение инструментария отладки управляющих программ систем ЧПУ на языках высокого уровня // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2008. № 11. С. 19–24.



Управление и информатика в авиакосмических и морских системах

№ 11 (128)
НОЯБРЬ
2011

Главный редактор:

ЛЕБЕДЕВ Г. Н.

Редакционная коллегия:

АЛЕКСЕЕВ В. В.
БЕЛОКОНОВ И. В.
БУКОВ В. Н.
ВАСИЛЬЕВ В. И.
ГОДУНОВ В. А.
ГУРЕВИЧ О. С.
ГУРСКИЙ Б. Г.
ЕФИМОВ В. В.
ЗАЙЦЕВ А. В.
КРЫЖАНОВСКИЙ Г. А.
НЕСТЕРОВ В. А.
ОХТИЛЕВ М. Ю.
ПАНКРАТОВ В. М.
РАСПОПОВ В. Я.
САБО Ю. И.
СТЕПАНОВ О. А.
СОЛДАТКИН В. М.
ТЕРЯЕВ Е. Д.
ФИЛИМОНОВ Н. Б.
ШИРЯЕВ В. И.
ШКОЛИН В. П.

Редакция:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.
ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.
ЧУГУНОВА А. В.

СОДЕРЖАНИЕ

Корсун О. Н., Лещенко И. А., Немичев М. В.

Математическое моделирование переходных процессов
в авиационном газотурбинном двигателе 50

Солдаткин В. В.

Анализ погрешностей системы воздушных сигналов вертолета
на основе неподвижного аэрометрического приемника и ин-
формации вихревой колонны несущего винта 55

Девятисильный А. С., Числов К. А.

Модели интеграции инерциальной, спутниковой и астронавига-
ционной систем 64

Заведеев А. И., Ковалев А. Ю.

Построение бортовой системы управления космического аппа-
рата повышенной надежности на базе принципа реконфигура-
ции с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и
диагностики 67

О. Н. Корсун, д-р техн. наук, ст. науч. сотр.,
marmotto@rambler.ru,

И. А. Лещенко, д-р техн. наук, ст. науч. сотр.,

М. В. Немичев, канд. техн. наук,
nemi4ev@mail.ru,

ВУНЦ ВВС

"ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина"

Математическое моделирование переходных процессов в авиационном газотурбинном двигателе*

Рассмотрена математическая модель расчета термодинамических параметров переходных процессов в авиационных двухвалвных двухконтурных двигателях в квазистационарной постановке. Представлены результаты сравнения выходных сигналов модели с переходными процессами, зарегистрированными в ходе летных испытаний. Достигнутая высокая степень соответствия позволяет использовать предложенную модель, например, в задачах динамики полета или для диагностики технического состояния двигателей.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, математическое моделирование авиационных газотурбинных двигателей, термодинамические процессы в авиационных газотурбинных двигателях

Введение

Переходные процессы в авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) играют важную роль, особенно для маневренных самолетов. Характерной деталью этих процессов является несбалансированность мощностей источников и потребителей крутящего момента на валах ГТД, вследствие чего меняются частоты вращения роторов, а вместе с этим происходят изменения температуры газа по тракту двигателя, что приводит к отклонениям режимов работы элементов двигателя от стационарных и изменению их теплового состояния [1].

В последние два десятилетия в связи с развитием компьютерной техники появилась возможность проводить исследования переходных процессов в авиационных ГТД с помощью математических моделей (ММ), позволяющих с достаточно высокой точностью оценить изменение всех термодинамических параметров по тракту двигателя.

В самом общем случае такая ММ ГТД представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений [2], описывающих работу отдельных элементов и их согласование в системе двигателя. Для решения данной системы уравнений требуется привлечение численных методов. ГТД представляется как объект, состоящий из отдельных элементов (компрессора, турбины и

т. д.), которые рассматриваются на уровне входа—выхода. Для первого уровня моделирования характеристики отдельных элементов либо определяют в процессе экспериментальных исследований, либо рассчитываются по ММ отдельных элементов. Такой подход позволяет достичь достаточно высокой точности моделирования и дает возможность решать широкий круг задач по исследованию динамических процессов в двигателе на земле и в полете, а также выбирать оптимальные программы управления для заданных характеристик функциональных элементов [3].

Структура и последовательность вычислений при программной реализации математической модели двигателя

При проведении расчетов принимаются следующие допущения:

- используются стационарные характеристики элементов;
- инерционность движения газа в объемах проточной части не учитывается;
- не учитывается инерционность процесса выделения теплоты в основной камере сгорания при изменении расхода топлива;
- относительные величины расходов воздуха, отбираемого на охлаждение турбин, такие же, как для установившихся режимов, и во время переходных процессов не изменяются;
- тепловая нестационарность двигателя не учитывается;
- диссоциация продуктов сгорания в основной камере сгорания не учитывается.

Работа программы расчета переходных процессов двигателя начинается с определения установившегося режима работы двигателя для параметров управления, соответствующих начальному времени. Параметры двигателя на данном режиме работы определяются путем численного решения системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), отражающих связь между неизвестными и заданными расчетными параметрами двигателя и условиями совместной работы его элементов. Система уравнений сформирована алгоритмически в виде процедуры сквозного термодинамического расчета. Решение системы уравнений осуществляется с помощью модифицированного метода Ньютона [2].

В результате решения данной СНАУ определяются параметры газового потока во всех сечениях двигателя, а также значения температуры элементов конструкции лопаточных машин.

Далее выполняется цикл численного интегрирования дифференциальных уравнений неустановившегося режима работы двигателя. На каждом шаге интегрирования осуществляется:

- интерполяция заданных табличных зависимостей управляющих параметров от времени и получение текущих значений управляющих параметров;

* Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 09-08-00887).

- решение СНАУ для неустановившихся режимов работы двигателя;
- численное интегрирование уравнений динамики роторов;
- численное интегрирование уравнений тепловой нестационарности элементов конструкции лопаточных машин;
- вывод параметров двигателя в файл на диске (опционально, с заданной периодичностью);
- расчет времени переходного процесса.

Система нелинейных алгебраических уравнений, используемая в математической модели

Система уравнений может быть представлена в общем случае в виде

$$\Phi(x, u) = 0,$$

где x — вектор независимых переменных, характеризующих положения рабочих точек на характеристиках элементов; u — вектор управления, характеризующий условия полета и значения управляющих факторов.

В качестве управляющих рассматриваются два фактора — расход топлива в основной камере сгорания и площадь критического сечения сопла. Если сопло двигателя нерегулируемое, второй управляющий фактор принимается неизменным. В качестве внешних условий задаются значения полного давления и температуры воздуха на входе в двигатель, а также статическое давление атмосферного воздуха.

При расчете начального режима работы двигателя для заданных внешних условий и параметров управления решается СНАУ для шести переменных. Неизвестными переменными этой системы являются:

- величина $\frac{\pi_{\text{КНД}}^*}{G_{\text{в.пр.КНД}}}$, характеризующая положение рабочей точки на напорной ветви компрессора низкого давления (КНД), где $\pi_{\text{КНД}}^*$ — степень повышения полного давления в КНД, а $G_{\text{в.пр.КНД}}$ — величина приведенного расхода воздуха на входе в КНД;
 - величина $\frac{\pi_{\text{КВД}}^*}{G_{\text{в.пр.КВД}}}$, характеризующая положение рабочей точки на напорной ветви компрессора высокого давления (КВД), параметры аналогичны параметрам КНД;
 - степень понижения давления турбины высокого давления (ТВД) $\pi_{\text{ТВД}}^*$;
 - степень понижения давления турбины низкого давления (ТНД) $\pi_{\text{ТНД}}^*$;
 - частота вращения ротора низкого давления $n_{\text{НД}}$;
 - частота вращения ротора высокого давления $n_{\text{ВД}}$.
- Правые части (невязки) в данной системе уравнений определяются алгоритмически в процедуре

сквозного термодинамического расчета, причем параметры лопаточных машин определяются путем интерполяции их характеристик. В результате решения данной системы уравнений определяются такие значения неизвестных параметров, при которых невязки равны нулю с заданным уровнем точности. Для данной системы уравнений вектор невязок f сформирован следующим образом:

- $f_1 = G_{\text{кр}} - G_{\text{кр.гр}}$ — по условию баланса расходов в критическом сечении сопла при его заданной площади $F_{\text{кр}0}$;
- $f_2 = G_{\text{в.ТВД}} - G_{\text{в.ТВД.гр}}$ — по условию баланса расходов в горле соплового аппарата ТВД;
- $f_3 = G_{\text{в.ТНД}} - G_{\text{в.ТНД.гр}}$ — по условию баланса расходов в горле соплового аппарата ТНД;
- $f_4 = G_{\text{II}} - G_{\text{II.гр}}$ — по условию пропускной способности смесителя по наружному контуру;
- $f_5 = N_{\text{КНД}} + N_{\text{отб.КНД}\Sigma} - N_{\text{ТНД}}$ — по условию баланса мощностей ротора низкого давления;
- $f_6 = N_{\text{КВД}} + N_{\text{отб.КВД}\Sigma} - N_{\text{ТВД}}$ — по условию баланса мощностей ротора высокого давления.

Здесь нижний индекс "гр" соответствует граничным условиям на каждом из рассмотренных элементов, определяемым расходной характеристикой рассматриваемого элемента.

При расчете переходных процессов условия баланса мощностей на роторах не входят в систему уравнений, поэтому размерность СНАУ сокращается до четырех уравнений, и в нее входят первые четыре из показанных выше неизвестных переменных и первые четыре компоненты вектора невязок. При этом добавляются два дифференциальных уравнения, характеризующих изменение во времени частот вращения роторов:

- для ротора высокого давления

$$\frac{d\omega_{\text{ВД}}}{dt} = \frac{M_{\text{кр.ТВД}} - (M_{\text{кр.КВД}} + M_{\text{кр.ВД отб}})}{J_{\text{ВД}}},$$

где $\omega_{\text{ВД}}$ — угловая скорость вращения ротора высокого давления, которая связана с частотой вращения ротора соотношением $\omega_{\text{ВД}} = 2\pi \frac{n_{\text{ВД}}}{60}$;

$$\omega_{\text{ВД}} = 2\pi \frac{n_{\text{ВД}}}{60};$$

$J_{\text{ВД}}$ — момент инерции ротора высокого давления, включающий в себя инерционность КВД, ТВД, соединяющего их вала, а также связанных с данным ротором агрегатов и элементов трансмиссии;

$M_{\text{кр.ТВД}}$, $M_{\text{кр.КВД}}$, $M_{\text{кр.ВД отб}}$ — соответственно крутящие моменты, создаваемый ТВД и потребляемый КВД, а также потребляемый агрегатами и идущий на преодоление сил трения;

- для ротора низкого давления

$$\frac{d\omega_{\text{НД}}}{dt} = \frac{M_{\text{кр.ТНД}} - (M_{\text{кр.КНД}} + M_{\text{кр.НД отб}})}{J_{\text{НД}}}.$$

Описание алгоритмов термодинамического расчета

♦ Расчет термодинамических параметров рабочего тела

Расчет термодинамических процессов в газовом потоке основан на использовании предварительно рассчитанных функциональных зависимостей полной (т. е. в параметрах заторможенного потока) энтальпии газа от его полной температуры и состава $i^* = f(T^*, g_T)$ и функциональных зависимостей полной температуры от полной энтальпии и состава газа $T^* = f(i^*, g_T)$, где T^* — температура газа в параметрах заторможенного потока (полная); i^* — полная энтальпия газа; $g_T = \frac{G_{\text{топ}}}{G_{\text{возд}}}$ — относительная (по отношению к массе воздуха) массовая доля топлива, подведенного к воздуху и полностью сгоревшего в нем.

Здесь и далее * обозначает приведенные значения.

При этом состав воздуха принимается в соответствии с ГОСТ 4401—81 [4], а термодинамические свойства компонент газовой смеси по [5].

♦ Расчет термодинамических процессов в компрессоре

Расчет работы компрессора осуществляется с использованием зависимости коэффициента адиабаты $k_{\text{ср}}$ от средней температуры заторможенного потока в процессе сжатия $T_{\text{ср}}^* = (T_{\text{в}}^* + T_{\text{к}}^*)/2$. Температура на выходе из компрессора определяется по формуле

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{в}}^* \left(\frac{\pi_{\text{к}}^* \frac{k_{\text{ср}} - 1}{k_{\text{ср}}} - 1}{\eta_{\text{к}}^*} + 1 \right),$$

где $\eta_{\text{к}}^*$ — адиабатный КПД компрессора в параметрах заторможенного потока; $\pi_{\text{к}}^*$ — степень сжатия в компрессоре.

Значение $T_{\text{ср}}^*$ определяется итерационно. Работа компрессора $L_{\text{к}}$ рассчитывается как разность полных энтальпий на выходе и входе, т. е. $L_{\text{к}} = i_{\text{к}}^* - i_{\text{в}}^*$, где значения энтальпий определяются путем интерполяции заранее насчитанных таблиц.

♦ Расчет термодинамических процессов в турбине

Важным моментом, связанным с расчетом термодинамических процессов в охлаждаемых турбинах, является корректный учет подмешивания охлаждающего воздуха к газовому потоку. В модели для турбин предусмотрены три сечения, в которых охлаждающий воздух возвращается в проточную часть:

- носик соплового аппарата: здесь охлаждающий воздух смешивается с основным газовым потоком, и при расчете пропускной способности "горла" соплового аппарата этот охлаждающий воздух учитывается;
- задняя кромка соплового аппарата: здесь охлаждающий воздух смешивается с основным потоком газа, прошедшим через "горло" соплового

аппарата, и при расчете параметров газа (расхода, температуры и состава) перед рабочим колесом эта часть охлаждающего воздуха учитывается; весь газ, приходящий на вход в рабочее колесо турбины, участвует в ее работе;

- задняя кромка рабочего колеса: этот воздух не участвует в работе турбины, но охлаждает поток за турбиной.

Термодинамический расчет собственно турбины проводится по параметрам газа перед рабочим колесом, а в качестве первичных параметров потока за турбиной рассматриваются параметры за рабочим колесом ($T_{\text{т.перв}}^*$) до подмешивания воздуха, охлаждающего рабочее колесо и выпускаемого через его заднюю кромку.

При расчете работы турбины используется средний коэффициент адиабаты $k_{\text{ср.т}}$, который зависит от средней температуры и состава газа в проточной части турбины $T_{\text{ср.т}}^* = (T_{\text{г}}^* + T_{\text{т.перв}}^*)/2$. Температура на выходе из турбины определяется по формуле

$$T_{\text{т.перв}}^* = T_{\text{г}}^* \left(1 - \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{т}}^*} \right)^{\frac{k_{\text{ср.т}} - 1}{k_{\text{ср.т}}} \right) \eta_{\text{т.перв}}^* \right).$$

Для определения значения $T_{\text{ср.т}}^*$ применяется итерационная процедура. Работа турбины $L_{\text{т}}$ определяется как разность полных энтальпий на входе и выходе, т. е. $L_{\text{т}} = i_{\text{г}}^* - i_{\text{т.перв}}^*$. Значения энтальпий определяются путем интерполяции заранее насчитанных таблиц.

♦ Расчет термодинамических процессов в камере сгорания

При расчете процесса подвода теплоты в камере сгорания в рамках используемых подходов к моделированию авиационных ГТД решается задача определения полной температуры газа за камерой сгорания $T_{\text{г}}^*$ для заданных полной температуры $T_{\text{к}}^*$ и расхода газа $G_{\text{к}}$ на входе, расхода топлива $G_{\text{т}}$, коэффициента полноты сгорания $\eta_{\text{г}}$ и нижней удельной теплотворной способности топлива $H_{\text{н}}$. В настоящей работе для решения этой задачи используются таблицы зависимости энтальпии от температуры газа и его состава. Температура продуктов сгорания определяется путем их интерполяции в соответствии с уравнением баланса энергии на входе в камеру сгорания (обозначим данное сечение "к") и ее выходе ("г"):

$$i^*(T_{\text{к}}^*, g_{\text{т.к}})G_{\text{к}} + H_{\text{н}}\eta_{\text{г}}G_{\text{т}} = i^*(T_{\text{г}}^*, g_{\text{т.г}})G_{\text{г}},$$

где $G_{\text{к}}$ и $G_{\text{г}}$ — физические расходы газа, соответственно, на входе и выходе из камеры сгорания; $G_{\text{т}}$ — физический расход топлива; $g_{\text{т}}$ — отношение расхода сгоревшего топлива к первоначальному расходу воздуха.

Расчет потерь полного давления в камере сгорания осуществляется отдельно для гидравлических

и тепловых потерь. Гидравлические потери определяются по формуле

$$\sigma_{\text{гидр}} = 1 - K_{\text{гидр}}\lambda^2,$$

где λ — коэффициент скорости потока во входном сечении камеры сгорания, а $K_{\text{гидр}}$ — постоянный для камеры сгорания коэффициент, учитывающий аэродинамическую загроможденность проточной части камеры сгорания.

Тепловые потери полного давления определяются путем решения уравнения сохранения импульса для входного и выходного сечений камеры сгорания.

♦ *Расчет термодинамических процессов в камере смешения*

Расчет энтальпии смеси осуществляется с использованием уравнения сохранения энергии:

$$i_{\text{см}}^*(T_{\text{см}}^*, g_{\text{т.см}}) = \frac{G_I i_I^*(T_I^*, g_{\text{т. I}}^*) + G_{II} i_{II}^*(T_{II}^*, g_{\text{т. II}}^*)}{(G_I + G_{II})}.$$

После этого определяется температура смеси на основании обработки табличных данных.

Давление смеси газов для камеры смешения рассчитывается с использованием уравнения сохранения импульса, записанного через газодинамическую функцию $Z(\lambda) = \frac{1}{2} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda} \right)$. Для элементов

двигателя, в которых смешиваемые потоки газа имеют существенно различающиеся расходы, давление смеси принимается равным давлению потока с большим расходом (например, возврат охлаждающего воздуха в проточную часть после турбины).

В модели используется неизменный коэффициент полноты смешения $\eta_{\text{см}}$. При расчете тяги двигателя с его помощью учитывается неравномерность по радиусу температуры реактивной струи, истекающей из общего сопла. Тяга при не полностью смешанных потоках наружного и внутреннего контуров перед соплом рассчитывается следующим образом:

$$R = R_{\text{см}}\eta_{\text{см}} + (R_I + R_{II})(1 - \eta_{\text{см}}),$$

где $R_{\text{см}}$ — рассчитанная тяга при истечении через сопло полностью смешанных потоков наружного и внутреннего контуров; R_I, R_{II} — рассчитанные значения тяги при отдельном истечении потоков внутреннего и наружного контуров через отдельные сопла при полном расширении.

♦ *Расчет потерь в энергоизолированных каналах*

В энергоизолированных каналах учитываются гидравлические потери полного давления, которые определяются по формуле

$$\sigma_{\text{гидр}} = 1 - K_{\text{гидр}}\lambda^2,$$

где λ — коэффициент скорости потока во входном сечении канала, а $K_{\text{гидр}}$ — постоянный для данного

канала коэффициент, учитывающий аэродинамическую загроможденность проточной части.

Такая методика расчета гидравлических потерь используется для канала наружного контура и затурбинного диффузора. Что касается переходного канала на входе в компрессор высокого давления, для него допускается использовать неизменную величину $\sigma_{\text{гидр}}$, задаваемую как константу.

Расчет термодинамических процессов в воздухозаборнике и в реактивном сопле, а также подвода охлаждающего воздуха проводится в основном по общепринятым формулам [1, 2]. При этом значение коэффициента скорости сопла φ_c задается в виде функции от степени понижения давления сопла π_c на основе результатов идентификации математической модели по экспериментальным данным.

Оценка достоверности математической модели

Достоверность математической модели для установившихся режимов работы двигателя проверяли путем сравнения рассчитанных по модели высоко-скоростных и дроссельных характеристик для различных условий полета и режимов работы двигателя и аналогичных характеристик двигателя, полученных при испытаниях в термобарокамере. Полученные рассогласования не превышали 3 %, что подтверждает адекватность ММ для установившихся режимов работы двигателя.

Достоверность математической модели при расчете переходных процессов оценивали путем сравнения с данными летных испытаний. В данной статье в качестве примера рассмотрим только один участок полета продолжительностью 35 с, на котором происходило интенсивное изменение режима работы двигателя от балансировочного, соответствующего горизонтальному полету на высоте 4600 м с постоянной скоростью (число $M = 0,6$), до режима работы "Максимал".

На рис. 1 показаны расчетные и экспериментальные значения для частоты вращения ротора высокого давления, при этом рассогласования не превышают 1,5 %. Аналогичные по точности результаты

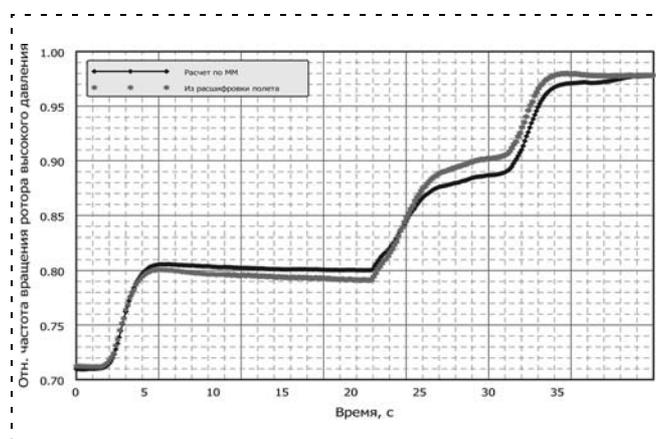


Рис. 1. Изменение частоты вращения ротора высокого давления

Заклучение

Разработанная математическая модель двухконтурного двухвального газотурбинного двигателя обеспечивает достаточно высокую точность расчета термодинамических процессов в проточной части двигателя, что подтверждается сравнением с результатами наземных стендовых и летных испытаний. Модель позволяет получить оценки параметров, не измеряемых в эксперименте, например, крутящих моментов на валах, тяги двигателя, температуры перед турбиной, запасов газодинамической устойчивости компрессоров и других, необходимых для решения задач динамики полета или диагностики технического состояния двигателя.

Список литературы

1. Добрянский Г. В., Мартыанова Т. С. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989.
2. Егоров И. Н., Кретинин Г. В., Лещенко И. А. Особенности математического моделирования авиационных ГТД. М.: ВВИА, 1998.
3. Голубев В. А. Двухконтурные авиационные двигатели. Теория, расчет и характеристики. М.: Издательство МАИ, 1993.
4. ГОСТ 4401—81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981.
5. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972.
6. Добрянский Г. В., Мартыанова Т. С. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989.
7. Егоров И. Н., Кретинин Г. В., Лещенко И. А. Особенности математического моделирования авиационных ГТД. М.: ВВИА, 1998.
8. Голубев В. А. Двухконтурные авиационные двигатели. Теория, расчет и характеристики. М.: Издательство МАИ, 1993.
9. ГОСТ 4401—81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Издательство стандартов, 1981.
10. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972.

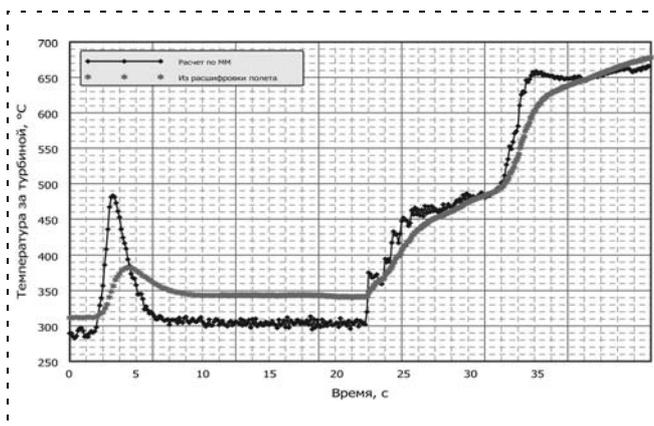


Рис. 2. Изменение температуры за турбиной

получены для частоты вращения ротора низкого давления и степени повышения давления в компрессоре. Наибольшие расхождения получены для температуры газа за турбиной, представленной на рис. 2. Углубленный анализ показывает, что расхождения на 2...4 с и 26...28 с обусловлены инерционностью термопары, используемой для бортовых измерений.

Факт заниженного примерно на 50 °C значения расчетной температуры по сравнению с экспериментальной следует объяснить особенностями работы термопары в системе двигателя при наличии радиальной неравномерности и закрученности потока за турбиной. Другими словами, термопара измеряет температуру газа в месте установки, тогда как модель рассчитывает среднюю по сечению температуру за турбиной.

Поздравляем Юбилера!



Поздравляем с 85-летием Евгения Ивановича ЮРЕВИЧА,

д-ра техн. наук, профессора, Заслуженного деятеля науки Российской Федерации, Почетного работника Высшего профессионального образования Российской Федерации, Почетного профессора СПбГПУ, Почетного главного конструктора ЦНИИ РТК, лауреата премии Правительства Санкт-Петербурга за 2010 год в номинации "Наставник молодого поколения", члена Научного совета РАН по робототехнике и автоматизации, члена НТС Технологической платформы "Технологии мехатроники, встраиваемых систем управления, радиочастотной идентификации и роботостроения", члена редколлегии научно-технического журнала "Мехатроника, автоматизация, управление".

Желаем здоровья, долголетия и творческих успехов!

Главный редактор журнала "МАУ",
член-корреспондент РАН

Е. Д. Теряев

Директор НИИ МВС ЮФУ,
член-корреспондент РАН

И. А. Калаяев

Президент, генеральный конструктор
ОАО РСК "Энергия" им. С. П. Королева,
член-корреспондент РАН

В. А. Лопота

25 ноября 2011 г.

В. В. Солдаткин, канд. техн. наук, доц.,
xli@piis.kstu-kai.ru,

Казанский государственный
технический университет им. А. Н. Туполева

Анализ погрешностей системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта

Рассматриваются структурно-функциональная схема и алгоритмы определения высотно-скоростных параметров системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта. Раскрываются причины и приводятся соотношения для статических и динамических погрешностей каналов системы при детерминированных и случайных воздействиях.

Ключевые слова: вертолет, воздушные сигналы, измерение, система, неподвижный приемник, аэрометрическая информация, вихревая колонна, схема, алгоритмы, погрешности каналов, анализ, модели

Введение

При пилотировании вертолета и решении других полетных задач в автоматическом и инструментальном режимах управления широко используется информация о величине и составляющих вектора истинной воздушной скорости, углах атаки и скольжения, барометрической высоте и приборной скорости.

Измерение указанных воздушных сигналов вертолета затрудняется аэродинамическими искажениями, вносимыми индуктивными потоками несущего винта, особенно в области малых и околонулевых скоростей полета, когда фюзеляж и установленные на нем приемники аэрометрической информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта. При этом пространственный характер воздушного потока, воспринимаемого аэрометрическими приемниками, а также способность вертолета совершать движение вперед-назад, вправо-влево, полет на режиме висения ограничивает использование традиционных для самолетов методов и средств измерения высотно-скоростных параметров [1, 2].

Одним из направлений расширения нижней границы рабочих скоростей системы воздушных сигналов вертолета является использование аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта для определения высотно-скоростных параметров при малых скоростях полета. При этом восприятие информации предлагается обеспечить с помощью неподвижного аэрометрического приемника [3–5].

Особенности построения и алгоритмы обработки информации системы

На рис. 1 приведена структурно-функциональная схема системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного приемника и информации вихревой колонны несущего винта [3].

Система включает неподвижный комбинированный аэрометрический приемник 1, устанавливаемый на фюзеляже вертолета в зоне действия вихревой колонны несущего винта. Комбинированный аэрометрический приемник 1 выполнен на базе многоканального проточного аэрометрического приемника 2 [6], на верхнем экранирующем диске которого на цилиндрическом основании установлен осесимметричный приемник, например, в виде сферического тела 3. Продольная ось приемника направлена вверх в плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета.

На верхней поверхности сферического тела 1 (рис. 2) на его оси симметрии расположено отверстие-приемник 2 полного давления $P_{п\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта вертолета, определяемого

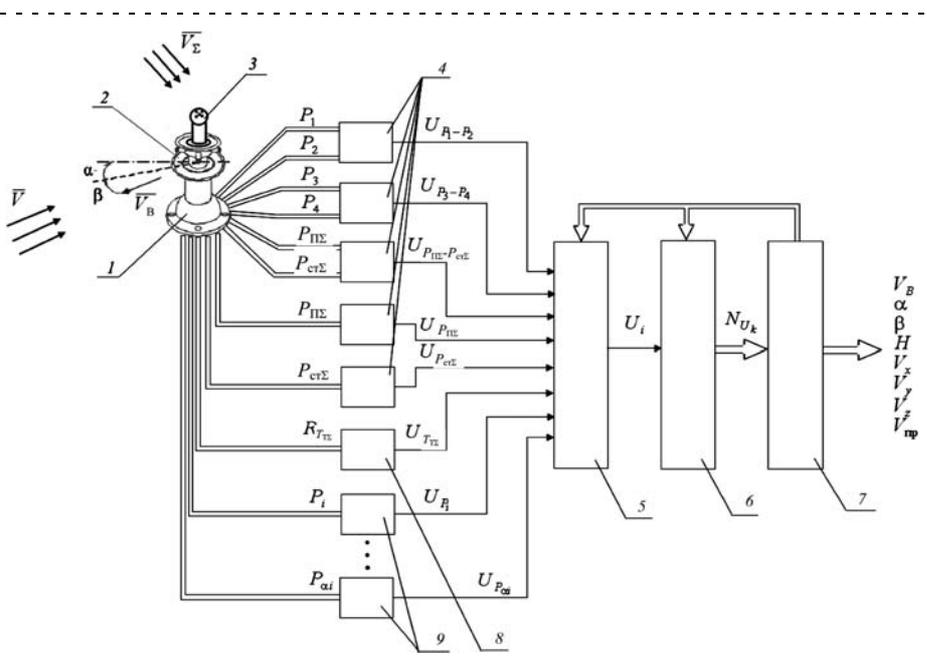


Рис. 1. Структурно-функциональная схема системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта

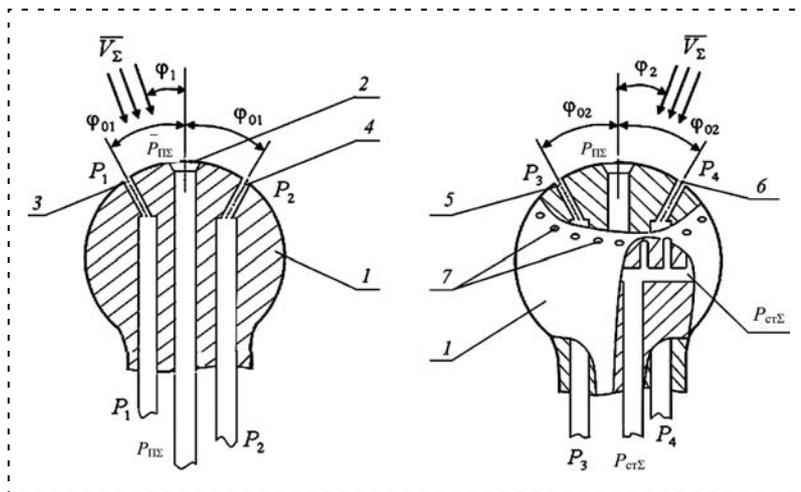


Рис. 2. Приемник аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта

вектором скорости \bar{V}_Σ . Симметрично относительно оси симметрии тела 1 в плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{01} расположены отверстия-приемники 3 и 4 для забора давлений P_1 и P_2 , определяющих угловое положение φ_1 вихревой колонны относительно оси симметрии сферического тела в плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета. Симметрично относительно оси симметрии сферического тела 1 в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{02} расположены отверстия-приемники 5 и 6 для забора давлений P_3 и P_4 , определяющих угловое положение φ_2 вихревой колонны несущего винта в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета. В плоскости, ортогональной двум указанным выше плоскостям, на поверхности сферического тела 1 по окружности расположены объединенные в общий канал отверстия-приемники 7 для забора местного статического давления $P_{ст\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. На фюзеляже вертолета в зоне действия вихревой колонны несущего винта устанавливается приемник температуры торможения $T_{Т\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны, выходной сигнал которого в виде сопротивления R_T также подается в канал обработки.

Приемники давлений P_1 и P_2 , P_3 и P_4 , $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$ подключены ко входам пневмоэлектрических преобразователей 4 (см. рис. 1), выходы которых через последовательно соединенные мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 подключены к микропроцессору 7 . На вход мультиплексора 5 через электроизмерительную схему 8 также подключены выход приемника температуры торможения результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта и выходы пневмоэлектрических преобразователей 9 , на входы которых подаются давления P_i , $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$, $P_{ст\Sigma}$, воспринимаемые неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником 2 .

Приемник 2 регистрирует параметры набегающего воздушного потока при выходе комбинированного аэрометрического приемника 1 из зоны вихревой колонны несущего винта.

Выход микропроцессора 7 является выходом системы воздушных сигналов вертолета по истинной воздушной скорости V_B , углам атаки α и скольжения β , барометрической высоте H , составляющим V_x , V_y , V_z вектора \bar{V}_B истинной воздушной скорости на оси связанной системы координат, приборной скорости $V_{пр}$, в том числе в области малых и околонулевых скоростей полета, когда неподвижный комбинированный аэрометрический приемник 1 находится в зоне вихревой колонны несущего винта.

При формировании аэрометрических информативных параметров вихревой колонны несущего винта вертолета вектор скорости \bar{V}_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны представляется в виде трех составляющих: стационарной составляющей \bar{V} , обусловленной поступательным движением вертолета относительно воздушной среды и определяющей вектор $\bar{V}_B = -\bar{V}$ истинной воздушной скорости вертолета; стационарной составляющей \bar{V}_i индуктивного потока и воздушного потока за счет силы тяги несущего винта; флуктуационной составляющей \bar{V}_ϕ , обусловленной маховыми движениями лопастей и работой автомата перекося и приводящей к пульсациям углов φ_1 и φ_2 скоса вихревой колонны в интервале $\pm 2...3^\circ$ [7]. Круговые частоты $\omega_{\phi i}$ флуктуационных составляющих $V_{\phi i}$ вектора \bar{V}_ϕ кратны произведению $N_l \omega_n$ числа лопастей N_l и угловой скорости ω_n вращения несущего винта, поэтому вектор \bar{V}_ϕ флуктуационной составляющей вектора скорости \bar{V}_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны может быть выделен и отфильтрован от двух других составляющих \bar{V} и \bar{V}_i в каналах системы воздушных сигналов.

Тогда в качестве аэрометрического информативного сигнала вихревой колонны несущего винта вертолета можно использовать вектор скорости $\bar{V}_\Sigma = \bar{V} + \bar{V}_i$, параметры которого воспринимаются неподвижным аэрометрическим приемником.

Как показано в работе [3], по давлениям $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$, P_1 и P_2 , P_3 и P_4 и температуре $T_{Т\Sigma}$ вычисляются углы скоса φ_1 и φ_2 , скорость V_Σ и плотность ρ_Σ результирующего воздушного потока вихревой

колонны и далее высотно-скоростные параметры вертолета в соответствии с уравнениями вида

$$V_{\Sigma} = 44,826 \sqrt{\frac{T_{\tau\Sigma} \left[\left(\frac{P_{\Pi\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143} - 1 \right]}{\left(\frac{P_{\Pi\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143}}};$$

$$\rho_{\Sigma} = \frac{P_{\text{ст}\Sigma}}{287,05287 T_{\tau\Sigma}} \left(\frac{P_{\Pi\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143};$$

$$\varphi_1 = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right);$$

$$\varphi_2 = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right);$$

$$V_x = V_{\Sigma} \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y Z - \omega_x Y);$$

$$V_y = V_{\Sigma} \sin \varphi_1 \cos \varphi_2 - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z X - \omega_x Z); \quad (1)$$

$$V_z = V_{\Sigma} \sin \varphi_2 - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x Y - \omega_y X);$$

$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2};$$

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \frac{V_z}{V_B};$$

$$P_H = P_{\text{ст}\Sigma} - K_p \frac{\rho V_{\Sigma}^2}{2}; \quad \rho_H = \frac{P_H}{RT_H};$$

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad T_H = T_0 - \varepsilon H;$$

$$P_{\text{дин}} = 0,5 \rho_H V_B^2;$$

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]},$$

где V_B, V_x, V_y, V_z — величина (модуль) и составляющие вектора истинной воздушной скорости вертолета; α и β — углы атаки и скольжения вертолета; P_H, T_H и ρ_H — абсолютное давление, температура и плотность воздуха на высоте полета H ; $V_{\text{пр}}$ — приборная воздушная скорость; H — барометрическая высота; $K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}, K_p$ — коэффициенты, зависящие от координат X, Y, Z места установки неподвижного комбинированного аэрометрического приемника и режима полета, определяемые по результатам летных испытаний на конкретном вертолете; P_0 и T_0 — абсолютное давление и температура воздуха на уровне моря ($P_0 = 101325$ Па, $T_0 = 288,15$ К); R и k — удельная газовая постоянная и показатель адиабаты для воздуха ($R = 287,05287$ Дж/(кг · К), $k = 1,4$); $|V_{i0}|$ — модуль вектора индуктивной скорости несущего

винта вертолета на режиме висения при $V_B = 0$ (значения входящих в уравнения параметров имеют размерность в системе СИ).

Анализ статических погрешностей системы

Системе воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника, как и другим авиационным приборам и системам, свойственны погрешности, которые разделяют на методические и инструментальные, статические и динамические, систематические и случайные.

Методические погрешности измерения высотно-скоростных параметров вертолета в области малых скоростей полета связаны с неадекватностью используемых алгоритмов формирования и обработки первичной аэрометрической информации, воспринимаемой неподвижным, например, сферическим аэрометрическим приемником в зоне вихревой колонны несущего винта.

Среди основных причин появления методических погрешностей можно выделить использование приближенной модели вектора \vec{V}_i скорости индуктивного потока несущего винта вертолета, моделей коэффициентов $K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}, K_p$, учитывающих аэродинамические искажения поля давлений в месте расположения неподвижного аэрометрического приемника на фюзеляже вертолета.

Для уменьшения методических погрешностей системы воздушных сигналов вертолета по аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта по результатам летных испытаний системы на конкретном типе вертолета для конкретного места установки аэрометрического приемника проводится уточнение моделей и алгоритмов вычисления высотно-скоростных параметров вертолета.

Инструментальные погрешности системы воздушных сигналов вертолета связаны, в основном, с качеством изготовления неподвижного комбинированного аэрометрического приемника, а также с погрешностями каналов преобразования первичных информативных сигналов и неточностью реализации алгоритмов обработки в вычислителе.

При нормируемых условиях эксплуатации системы можно выделить систематические составляющие инструментальных погрешностей, тогда как в условиях реального полета они являются детерминированными функциями случайных аргументов, которыми являются внешние условия и параметры входного контролируемого процесса, например, скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, воспринимаемого неподвижным сферическим аэрометрическим приемником. На установившихся режимах полета случайные погрешности, в доминирующем своем большинстве, включают систематические составляющие, причем последние нередко порождают случайные. Следовательно, если выделить и учесть систематические составляющие инструмен-

тальной погрешности системы, можно уменьшить и случайные составляющие погрешности системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника.

Как видно из соотношений (1), абсолютная барометрическая высота H , составляющие V_X, V_Y, V_Z и величина истинной воздушной скорости $V_{ист}$, приборная скорость $F_{пр}$ и другие высотно-скоростные параметры в области малых скоростей полета являются функциями многих переменных вида

$$H = f(P_{ст\Sigma});$$

$$V_X = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_Y, \omega_Z);$$

$$V_Y = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Z, n_Y, G);$$

$$V_Z = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_2, \omega_X, \omega_Y);$$

$$V_{ист} = V_B =$$

$$= f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, n_Y, G); \quad (2)$$

$$V_{пр} = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, n_Y, G);$$

$$\alpha = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, n_Y, G);$$

$$\beta = f(P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z, n_Y, G);$$

$$\varphi_1 = f(P_1, P_2, P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}); \quad \varphi_2 = f(P_3, P_4, P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}).$$

Используя методику, предложенную Д. А. Бра-славским [8], можно получить соотношения для погрешностей определения высотно-скоростных параметров в каналах системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника в диапазоне малых скоростей в следующем виде:

$$\Delta H = \frac{\partial H}{\partial P_{ст}} \Delta P_{ст} + \Delta_{обр};$$

$$\Delta V_X = \frac{\partial V_X}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial V_X}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial V_X}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial V_X}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial V_X}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial V_X}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \frac{\partial V_X}{\partial \omega_Z} \Delta \omega_Z + \Delta_{обр};$$

$$\Delta V_Y = \frac{\partial V_Y}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial V_Y}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial V_Y}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial V_Y}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial V_Y}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial V_Y}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial V_Y}{\partial \omega_Z} \Delta \omega_Z + \frac{\partial V_Y}{\partial n_Y} \Delta n_Y + \frac{\partial V_Y}{\partial G} \Delta G + \Delta_{обр};$$

$$\Delta V_Z = \frac{\partial V_Z}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial V_Z}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial V_Z}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial V_Z}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial V_Z}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial V_Z}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial V_Z}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \Delta_{обр};$$

$$\Delta V_{ист} = \frac{\partial V_{ист}}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial V_{ист}}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial V_{ист}}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial V_{ист}}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial V_{ист}}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial V_{ист}}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial V_{ист}}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \frac{\partial V_{ист}}{\partial \omega_Z} \Delta \omega_Z + \frac{\partial V_{ист}}{\partial n_Y} \Delta n_Y + \frac{\partial V_{ист}}{\partial G} \Delta G + \Delta_{обр};$$

$$\Delta V_{пр} = \frac{\partial V_{пр}}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial V_{пр}}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial V_{пр}}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial V_{пр}}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial V_{пр}}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial V_{пр}}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial V_{пр}}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \frac{\partial V_{пр}}{\partial n_Y} \Delta n_Y + \frac{\partial V_{пр}}{\partial G} \Delta G + \Delta_{обр}; \quad (3)$$

$$\Delta \alpha = \frac{\partial \alpha}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial \alpha}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial \alpha}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial \alpha}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial \alpha}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial \alpha}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial \alpha}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \frac{\partial \alpha}{\partial \omega_Z} \Delta \omega_Z + \frac{\partial \alpha}{\partial n_Y} \Delta n_Y + \frac{\partial \alpha}{\partial G} \Delta G + \Delta_{обр};$$

$$\Delta \beta = \frac{\partial \beta}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial \beta}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma} + \frac{\partial \beta}{\partial T_{т\Sigma}} \Delta T_{т\Sigma} + \frac{\partial \beta}{\partial \varphi_1} \Delta \varphi_1 + \frac{\partial \beta}{\partial \varphi_2} \Delta \varphi_2 + \frac{\partial \beta}{\partial \omega_X} \Delta \omega_X + \frac{\partial \beta}{\partial \omega_Y} \Delta \omega_Y + \frac{\partial \beta}{\partial \omega_Z} \Delta \omega_Z + \frac{\partial \beta}{\partial n_Y} \Delta n_Y + \frac{\partial \beta}{\partial G} \Delta G + \Delta_{обр};$$

$$\Delta \varphi_1 = \frac{\partial \varphi_1}{\partial P_1} \Delta P_1 + \frac{\partial \varphi_1}{\partial P_2} \Delta P_2 + \frac{\partial \varphi_1}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial \varphi_1}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma};$$

$$\Delta \varphi_2 = \frac{\partial \varphi_2}{\partial P_3} \Delta P_3 + \frac{\partial \varphi_2}{\partial P_4} \Delta P_4 + \frac{\partial \varphi_2}{\partial P_{п\Sigma}} \Delta P_{п\Sigma} + \frac{\partial \varphi_2}{\partial P_{ст\Sigma}} \Delta P_{ст\Sigma};$$

где $\frac{\partial f}{\partial x_i}$ — множитель, определяющий влияние по-

грешностей Δx_i измерения параметров $P_{п\Sigma}, P_{ст\Sigma}, P_1, P_2, P_3, P_4, T_{т\Sigma}, \varphi_1, \varphi_2, \omega_X, \omega_Z, n_Y, G$, входящих в функции вида (2); $\Delta_{обр}$ — погрешность канала вычисления высотно-скоростных параметров вертолета.

Получены функции влияния $\frac{\partial f}{\partial x_i}$ погрешностей

$\Delta P_{п\Sigma}, \Delta P_{ст\Sigma}, \Delta T_{т\Sigma}, \Delta \varphi_1, \Delta P_1, \Delta P_2, \Delta \varphi_2, \Delta P_3, \Delta P_4, \Delta \omega_X, \Delta \omega_Y, \Delta \omega_Z, \Delta n_Y, \Delta G$ измерения информативных параметров на погрешности $\Delta H, \Delta V_X, \Delta V_Y, \Delta V_Z, \Delta V_{ист}, \Delta \alpha, \Delta \beta$ определения высотно-скоростных параметров аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта, вид которых для составляющих $\Delta V_X, \Delta V_{ист}, \Delta \beta$ приведен в таблице.

Так как вероятность одновременного появления составляющих погрешностей, входящих в соотношения (1), весьма мала, то при допущении об их

ΔV_X	
$\frac{\partial V_X}{\partial P_{\text{н}\Sigma}}$	$\frac{P_{\text{ст}\Sigma} \cos \varphi_1 \cos \varphi_2}{\rho_H V_{\Sigma} P_{\text{н}\Sigma}}$
$\frac{\partial V_X}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}$	$-\frac{\cos \varphi_1 \cos \varphi_2}{\rho_H V_{\Sigma}}$
$\frac{\partial V_X}{\partial T_{\text{т}\Sigma}}$	$\frac{V_{\Sigma} \cos \varphi_1 \cos \varphi_2}{2 T_{\text{т}\Sigma}}$
$\frac{\partial V_X}{\partial \varphi_1}$	$-V_{\Sigma} \sin \varphi_1 \cos \varphi_2$
$\frac{\partial V_X}{\partial \varphi_2}$	$-V_{\Sigma} \sin \varphi_1 \cos \varphi_2$
$\frac{\partial V_X}{\partial \omega_X}$	-
$\frac{\partial V_X}{\partial \omega_Y}$	-Z
$\frac{\partial V_X}{\partial \omega_Z}$	Y
$\frac{\partial V_X}{\partial n_Y}$	-
$\frac{\partial V_X}{\partial G}$	-
$\Delta V_{\text{ист}}$	
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial P_{\text{н}\Sigma}}$	$\frac{P_{\text{ст}\Sigma}}{\rho_H V_{\Sigma} V_{\text{ист}} P_{\text{н}\Sigma}} (V_X \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Y \sin \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Z \sin \varphi_2) + \frac{V_Y}{V_{\text{ист}}} \frac{k-1}{2k} \frac{V_{i0}}{P_{\text{н}\Sigma}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}$	$-\frac{1}{\rho_{\Sigma} V_{\Sigma} V_{\text{ист}}} (V_X \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Y \sin \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Z \sin \varphi_2) + \frac{V_Y}{V_{\text{ист}}} \frac{1}{2k} \frac{V_{i0}}{P_{\text{ст}\Sigma}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial T_{\text{т}\Sigma}}$	$\frac{V_{\Sigma}}{2 T_{\text{т}\Sigma} V_{\text{ист}}} (V_X \cos \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Y \sin \varphi_1 \cos \varphi_2 + V_Z \sin \varphi_2) - \frac{V_Y V_{i0}}{2 V_{\text{ист}} T_{\text{т}\Sigma}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial \varphi_1}$	$\frac{V_{\Sigma} \cos \varphi_2}{V_{\text{ист}}} (V_Y \cos \varphi_1 - V_X \sin \varphi_1)$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial \varphi_2}$	$\frac{V_{\Sigma} \sin \varphi_2}{V_{\text{ист}}} (V_X \cos \varphi_1 + V_Y \sin \varphi_1) + \frac{V_Z V_{\Sigma} \cos \varphi_2}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial \omega_X}$	$\frac{V_Y Z - V_Z Y}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial \omega_Y}$	$\frac{V_Z X - V_X Z}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial \omega_Z}$	$\frac{V_X Y - V_Y X}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial n_Y}$	$-\frac{V_Y V_{i0}}{2 V_{\text{ист}} n_Y}$
$\frac{\partial V_{\text{ист}}}{\partial G}$	$-\frac{V_Y V_{i0}}{2 V_{\text{ист}} G}$

$\Delta \beta$	
$\frac{\partial \beta}{\partial P_{\text{н}\Sigma}}$	$-\frac{\text{tg} \beta \cos \varphi_2 P_{\text{ст}\Sigma}}{\rho_H V_{\Sigma} V_{\text{ист}}^2 P_{\text{н}\Sigma}} (V_X \cos \varphi_1 + V_Y \sin \varphi_1) - \frac{\text{tg} \beta (k-1) V_Y V_{i0}}{2k V_{\text{ист}}^2 P_{\text{н}\Sigma}} + \frac{\cos \beta \sin \varphi_2 P_{\text{ст}\Sigma}}{\rho_H V_{\Sigma} V_{\text{ист}} P_{\text{н}\Sigma}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}$	$\frac{\text{tg} \beta \cos \varphi_2}{\rho_H V_{\Sigma} V_{\text{ист}}^2} (V_X \cos \varphi_1 + V_Y \sin \varphi_1) - \frac{\text{tg} \beta V_Y V_{i0}}{2k V_{\text{ист}}^2 P_{\text{ст}\Sigma}} - \frac{\cos \beta \sin \varphi_2}{\rho_H V_{\Sigma} V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial T_{\text{т}\Sigma}}$	$-\frac{V_{\Sigma} \text{tg} \beta \cos \varphi_2}{2 V_{\text{ист}}^2 T_{\text{т}\Sigma}} (V_X \cos \varphi_1 + V_Y \sin \varphi_1) + \frac{\text{tg} \beta V_Y V_{i0}}{2 V_{\text{ист}}^2 T_{\text{т}\Sigma}} + \frac{V_{\Sigma} \cos \beta \sin \varphi_2}{2 V_{\text{ист}} T_{\text{т}\Sigma}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial \varphi_1}$	$\frac{\text{tg} \beta \cos \varphi_2 V_{\Sigma}}{V_{\text{ист}}^2} (V_X \sin \varphi_1 - V_Y \cos \varphi_1)$
$\frac{\partial \beta}{\partial \varphi_2}$	$\frac{\text{tg} \beta \sin \varphi_2 V_{\Sigma}}{V_{\text{ист}}^2} (V_X \cos \varphi_1 + V_Y \sin \varphi_1) + \frac{\cos \beta \cos \varphi_2 V_{\Sigma}}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial \omega_X}$	$-\frac{Z V_Y \text{tg} \beta}{V_{\text{ист}}^2} - \frac{Y \cos \beta}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial \omega_Y}$	$\frac{Z V_X \text{tg} \beta}{V_{\text{ист}}^2} - \frac{X \cos \beta}{V_{\text{ист}}}$
$\frac{\partial \beta}{\partial \omega_Z}$	$\frac{\text{tg} \beta}{V_{\text{ист}}^2} (X V_Y - Y V_X)$
$\frac{\partial \beta}{\partial n_Y}$	$\frac{V_Y V_{i0} \text{tg} \beta}{2 n_Y V_{\text{ист}}^2}$
$\frac{\partial \beta}{\partial G}$	$\frac{V_Y V_{i0} \text{tg} \beta}{2 G V_{\text{ист}}^2}$
$\frac{\partial \varphi_1}{\partial P_1}$	$\frac{1}{2} \arccos \left(\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{01}} \frac{1}{P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right)$
$\frac{\partial \varphi_1}{\partial P_2}$	$-\frac{1}{2} \arccos \left(\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{01}} \frac{1}{P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right)$
$\frac{\partial \varphi_1}{\partial P_{\text{н}\Sigma}}$	$-\frac{1}{2} \arccos \left[\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{01}} \frac{1}{(P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma})^2} \right]$
$\frac{\partial \varphi_1}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}$	$\frac{1}{2} \arccos \left[\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{01}} \frac{1}{(P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma})^2} \right]$
$\frac{\partial \varphi_2}{\partial P_3}$	$\frac{1}{2} \arccos \left(\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{02}} \frac{1}{P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right)$
$\frac{\partial \varphi_2}{\partial P_4}$	$-\frac{1}{2} \arccos \left(\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{02}} \frac{1}{P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right)$
$\frac{\partial \varphi_2}{\partial P_{\text{н}\Sigma}}$	$-\frac{1}{2} \arccos \left[\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{02}} \frac{1}{(P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma})^2} \right]$
$\frac{\partial \varphi_2}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}$	$\frac{1}{2} \arccos \left[\frac{4}{9 \sin^2 \varphi_{02}} \frac{1}{(P_{\text{н}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma})^2} \right]$

некоррелированности суммарные погрешности каналов рассматриваемой системы воздушных сигналов вертолета в диапазоне малых скоростей можно оценивать их среднеквадратическими значениями вида:

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta H} &= \sqrt{\left(\frac{\partial H}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}\right)^2 \sigma_{\Delta P_{\text{ст}\Sigma}}^2 + \sigma_{\Delta_{\text{обр}}}^2}; \\ \sigma_{\Delta V_X} &= \sqrt{\left(\frac{\partial V_X}{\partial P_{\text{п}\Sigma}}\right)^2 \sigma_{\Delta P_{\text{п}\Sigma}}^2 + \left(\frac{\partial V_X}{\partial P_{\text{ст}\Sigma}}\right)^2 \sigma_{\Delta P_{\text{ст}\Sigma}}^2 + \rightarrow} \\ &\rightarrow + \left(\frac{\partial V_X}{\partial T_{\text{т}\Sigma}}\right)^2 \sigma_{\Delta T_{\text{т}\Sigma}}^2 + \left(\frac{\partial V_X}{\partial \varphi_1}\right)^2 \sigma_{\Delta \varphi_1}^2 + \left(\frac{\partial V_X}{\partial \varphi_2}\right)^2 \sigma_{\Delta \varphi_2}^2 + \rightarrow \\ &\rightarrow + \left(\frac{\partial V_X}{\partial \omega_Y}\right)^2 \sigma_{\Delta \omega_Y}^2 + \left(\frac{\partial V_X}{\partial \omega_Z}\right)^2 \sigma_{\Delta \omega_Z}^2 + \sigma_{\Delta_{\text{обр}}}^2, \quad (4) \end{aligned}$$

и далее аналогично для $\sigma_{\Delta V_Y}$, $\sigma_{\Delta V_Z}$, $\sigma_{\Delta V_{\text{ист}}}$, $\sigma_{\Delta V_{\text{пр}}}$, $\sigma_{\Delta \alpha}$, $\sigma_{\Delta \beta}$.

Как видно из соотношений (3), (4) и таблицы, среднеквадратические погрешности $\sigma_{\Delta V_Y}$, $\sigma_{\Delta V_Z}$, $\sigma_{\Delta V_{\text{ист}}}$, $\sigma_{\Delta V_{\text{пр}}}$, $\sigma_{\Delta \alpha}$, $\sigma_{\Delta \beta}$ зависят от параметров полета вертолета и погрешностей формирования и преобразования параметров $P_{\text{п}\Sigma}$, $P_{\text{ст}\Sigma}$, $T_{\text{т}\Sigma}$, P_1 , P_2 , P_3 , P_4 , воспринимаемых неподвижным сферическим приемником аэрметрической информации вихревой колонны несущего винта.

Проведенный метрологический анализ позволяет обосновать требования к точности измерения параметров, входящих в алгоритмы вычисления высотно-скоростных параметров системы воздушных сигналов вертолета в диапазоне малых скоростей полета, когда комбинированный аэрметрический приемник находится в створе вихревой колонны несущего винта.

Аналогичный подход может быть использован при анализе погрешностей измерения высотно-скоростных параметров по аэрметрической информации P_j , $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$, $P_{\text{ст.д}}$, $T_{\text{т}}$, воспринимаемой неподвижным многоканальным проточным аэрметрическим приемником при выходе его из зоны вихревой колонны несущего винта вертолета.

Теоретический анализ методических погрешностей измерения высотно-скоростных параметров вертолета по аэрметрической информации, воспринимаемой неподвижным многоканальным проточным аэрметрическим приемником, из-за отсутствия явных алгоритмов вычисления угла скольжения величины и составляющих вектора истинной воздушной скорости представляет значительные трудности [6]. На практике методические погрешности каналов системы при выходе приемника из зоны вихревой колонны также оцениваются по результатам летных испытаний на конкретном типе вертолета для конкретного места установки на нем

неподвижного многоканального проточного аэрметрического приемника.

Инструментальные погрешности системы воздушных сигналов вертолета по аэрметрической информации неподвижного многоканального проточного аэрметрического приемника обусловлены неидентичностью повторяющихся в осевом направлении секций многоканального проточного приемника, состоящих из проточных каналов с расположенными в них трубками полного давления, погрешностями преобразования воспринимаемых давлений P_j , $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$, $P_{\text{ст.д}}$ в электрические сигналы, погрешностями каналов их аналого-цифрового преобразования и обработки в вычислителе системы воздушных сигналов вертолета. Методика оценки составляющих инструментальной погрешности системы воздушных сигналов по информации неподвижного многоканального проточного аэрметрического приемника рассматривается в работе [9].

Анализ динамических погрешностей каналов системы при детерминированных и случайных воздействиях

Динамические погрешности системы воздушных сигналов вертолета имеют место при неустановившихся режимах измерения. Причинами собственных динамических погрешностей каналов системы являются инерционность каналов передачи давлений от неподвижного комбинированного аэрметрического приемника ко входам струйно-конвективных или других датчиков перепада давлений, а также динамические свойства датчиков. Вынужденные динамические погрешности каналов системы обуславливаются внутренними шумами и внешними воздействиями (возмущениями набегающего воздушного потока). В отличие от собственной динамической погрешности, которая появляется только при изменении входного сигнала, вынужденная погрешность имеет место и при неизменном значении измеряемой величины.

Методы оценки динамических погрешностей измерительных устройств достаточно полно рассмотрены в работе [8]. Ниже раскрываются результаты их применения для исследования динамических погрешностей каналов системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрметрического приемника.

Динамические свойства линейных измерительных каналов системы воздушных сигналов вертолета полностью характеризуются передаточными функциями последовательно соединенных приемников давлений неподвижного комбинированного аэрметрического приемника и струйно-конвективных или других датчиков перепада давлений, так как инерционными свойствами каналов аналого-цифрового преобразования и микропроцессорной обработки электрических сигналов можно пренебречь.

Передаточную функцию каналов восприятия, передачи и преобразования первичных пневмати-

ческих сигналов в электрические сигналы можно представить как

$$W(p) = \sum_{i=1}^n W_i(p)W_T(p), \quad (5)$$

где $W_i(p)$ — передаточная функция i -го элемента ($i = \overline{1, n}$) тракта передачи пневматических сигналов аэрометрических приемников; $W_T(p)$ — передаточная функция струйно-конвективного или другого перепада давлений.

Как показано в работе [6], передаточная функция канала восприятия и преобразования информативных сигналов каналов системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника и струйно-конвективных измерительных каналов преобразования имеет вид

$$W(p) = \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{\tau_{1i}\tau_{2i}p^2 + \tau_{2i}p + 1} \right) \frac{k_T}{\tau_T p + 1}, \quad (6)$$

где τ_{1i} и τ_{2i} — постоянные времени пневматических элементов неподвижного комбинированного аэрометрического приемника; k_T и τ_T — чувствительность (коэффициент передачи) и постоянная времени струйно-конвективных (термоанемометрических) измерительных каналов.

На практике с учетом конструктивных особенностей неподвижного комбинированного аэрометрического приемника учитывают два основных инерционных элемента его пневматического тракта. Передача воспринимаемых давлений и передача их с помощью пневмопроводов учитывается звеном чистого запаздывания с постоянной времени τ_3 , зависящей от длины и диаметра пневмопроводов. Инерционные свойства пневмотрактов определяются участком с максимальными значениями τ_{1i} и τ_{2i} . В этом случае передаточная функция $W(p)$ принимает вид [10]

$$W(p) = \frac{Qe^{-\tau_3 p}}{\tau_1 \tau_2 \tau_T p^3 + \tau_T (\tau_1 + \tau_2) p^2 + \tau_T p + 1}, \quad (7)$$

где Q — коэффициенты передачи измерительного канала.

При нулевых начальных условиях общее выражение для абсолютной динамической погрешности канала истинной воздушной скорости системы воздушных сигналов вертолета может быть записано в операторном виде:

$$\begin{aligned} \Delta V(p) &= W(p)V(p) - V(p) + W(p)\xi_V(p) + \\ &+ \sum_{j=1}^m W_j(p)\xi_j(p) = [W(p) - 1]V(p) + W(p)\xi_V(p) + \\ &+ \sum_{j=1}^m W_j(p)\xi_j(p) = \Delta V_c(p) + \Delta V_B(p), \end{aligned} \quad (8)$$

где $\Delta V_c(p) = [W(p) - 1]V(p)$ — изображение собственной погрешности канала скорости; $\Delta V_B = W(p)\xi_V(p) + \sum_{j=1}^m W_j(p)\xi_j(p)$ — изображение вы-

нужденной динамической погрешности, обусловленной внешней помехой ξ_V , связанной с аэродинамическими возмущениями, наложенными на входные пневматические сигналы p_i , и внутренними возмущениями ξ_j .

Аналогично по каналу угла скольжения (или по каналу угла атаки) будем иметь

$$\begin{aligned} \Delta \beta(p) &= [W(p) - 1]\beta(p) + W(p)\xi_\beta(p) + \\ &+ \sum_{j=1}^k W_j(p)\xi_{\beta j}(p) = \Delta \beta_c(p) + \Delta \beta_B(p), \end{aligned} \quad (9)$$

где $\Delta \beta_c(p)$ и $\Delta \beta_B(p)$ — изображение собственной и вынужденной динамических погрешностей канала угла скольжения.

Как видно из выражений (8) и (9), собственные динамические погрешности каналов зависят не только от их динамических свойств, но и от характера изменения измеряемого параметра.

В зависимости от закона изменения во времени измеряемого сигнала необходимо использовать при анализе соответствующую форму представления динамической погрешности канала системы воздушных сигналов вертолета.

На практике для оценки динамической точности бортовых устройств часто используют сигналы, которые характеризуют типовые или наиболее неблагоприятные условия его работы и достаточно точно описываются некоторыми детерминированными функциями времени. Среди них следует выделить скачкообразные в виде "единичных" скачков, а также сигналы, соответствующие изменению контролируемого параметра с постоянной скоростью. При детерминированном входном сигнале, в соответствии с выражениями (8) и (9), собственная динамическая погрешность каналов системы воздушных сигналов вертолета определяется через обратное преобразование Лапласа [10]:

$$\begin{aligned} \Delta V_c(t) &= L^{-1}\{[W(p) - 1]V(p)\} = \\ &= L^{-1}\left\{ \frac{Q_V e^{-\tau_3 p}}{\tau_1 \tau_2 \tau_T p^3 + \tau_T (\tau_1 + \tau_2) p^2 + \tau_T p + 1} V(p) \right\}; \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \Delta \beta_c(t) &= L^{-1}\{[W(p) - 1]\beta(p)\} = \\ &= L^{-1}\left\{ \frac{Q_\beta e^{-\tau_3 p}}{\tau_1 \tau_2 \tau_T p^3 + \tau_T (\tau_1 + \tau_2) p^2 + \tau_T p + 1} \beta(p) \right\}, \end{aligned}$$

где Q_V и Q_β — коэффициенты передачи по каналам скорости и угла скольжения.

Изменение собственной динамической погрешности каналов истинной воздушной скорости и угла скольжения (атаки) определяется видом корней характеристического уравнения каналов системы. Если известны корни характеристического уравнения каналов, например, один действительный отрицательный $p_1 = \xi_1$ и два комплексно-сопряженных $p_{2,3} = \xi_2 \pm j\omega_0$, то при скачкообразном изменении скорости $V(t) = V_0 \cdot 1[t]$ или угла скольжения $\beta(t) = \beta_0 \cdot 1[t]$ выражения для собственной динамической погрешности исследуемых каналов будут иметь вид [10]

$$\Delta V_c(t) = -V_0 \left\{ \frac{\xi_2^2 + \omega_0^2}{(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2} e^{\xi_1 t} + \left[\frac{\xi_1(\xi_1 - 2\xi_2)}{(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \cos \omega_0 t - \frac{\xi_1(\omega_0^2 - \xi_2^2 - \xi_1 \xi_2)}{\omega_0[(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2]} \sin \omega_0 t \right] e^{\xi_1 t} \right\};$$

$$\Delta \beta_c(t) = -\beta_0 \left\{ \frac{\xi_2^2 + \omega_0^2}{(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2} e^{\xi_1 t} + \left[\frac{\xi_1(\xi_1 - 2\xi_2)}{(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \cos \omega_0 t - \frac{\xi_1(\omega_0^2 - \xi_2^2 - \xi_1 \xi_2)}{\omega_0[(\xi_1 - \xi_2)^2 + \omega_0^2]} \sin \omega_0 t \right] e^{\xi_1 t} \right\}. \quad (11)$$

Естественно, что при скачкообразном входном сигнале $\beta(t) = \beta_0 \cdot 1[t]$ установившаяся собственная динамическая погрешность отсутствует, при изменении аэродинамического угла с постоянной скоростью $\beta(t) = \omega_z$ погрешность равна $\Delta \beta(t) = \tau_c \omega_z$.

При сложных законах изменения измеряемых параметров собственную динамическую погрешность каналов системы воздушных сигналов вертолета целесообразно определять через импульсную переходную функцию $f(t) = L^{-1}\{W(p)\}$ системы.

Представляя входной сигнал $\beta(t)$ в виде степенного ряда Тейлора, получим выражение для установившегося значения собственной динамической погрешности канала угла скольжения

$$\Delta \beta(t) = \Delta_0 \beta(t) + \Delta_1 \dot{\beta}(t) + \Delta_2 \ddot{\beta}(t) + \dots + \Delta_m^{(m)} \beta(t), \quad (12)$$

где $\Delta_0, \Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_m$ — коэффициенты погрешности [8], которые определяются через передаточную функцию канала

$$\Delta_k = \frac{1}{k!} \left. \frac{d^{(k)}[W(p) - 1]}{dp^{(k)}} \right|_{p=0} = \\ = \frac{1}{k!} \frac{d^{(k)}}{dp^{(k)}} \left(\frac{a_0 + a_1 p + a_2 p^2 + \dots + a_m p^m}{b_0 + b_1 p + b_2 p^2 + \dots + b_n p^n} \right)_{p=0}.$$

В соответствии с выражением (7) при $k_T = 1$ и $\tau_3 = 0$ имеем:

$$\Delta_0 = \frac{a_0}{b_0} = 0; \quad \Delta_1 = \frac{1}{b_0} (a_1 - b_1 \Delta_0) = \tau_c;$$

$$\Delta_2 = \frac{1}{b_0} (a_2 - b_1 \Delta_1 - b_2 \Delta_0) = \tau_T (\tau_1 + \tau_2 - \tau_T);$$

$$\Delta_3 = \frac{1}{b_0} (a_3 - b_1 \Delta_2 - b_2 \Delta_1 - b_3 \Delta_0) = \\ = \tau_T (\tau_1 + \tau_2) + \tau_T^3;$$

$$\dots \Delta_k = \frac{1}{b_0} \left[a_k - \sum_{i=1}^k b_i \Delta_{k-i} \right]; \quad (13)$$

$$\Delta \beta(t) = \tau_T \beta(t) + \tau_T (\tau_1 + \tau_2 - \tau_T) \dot{\beta}(t) + \\ + [\tau_T (\tau_1 + \tau_2) + \tau_T^3] \ddot{\beta}(t) + \dots + \dots$$

В общем случае входной сигнал $\beta(t)$ или $V(t)$ является случайной функцией времени. В качестве показателя динамической точности при этом используют среднее значение функции потерь в виде среднеквадратической погрешности $\sigma_{\Delta \beta}$ или $\sigma_{\Delta V}$. При известной спектральной плотности $S_\beta(\omega)$ входного сигнала $\beta(t)$ выражение для дисперсии собственной динамической погрешности приводится к виду

$$\sigma_{\Delta \beta}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(j\omega) - Q|^2 S_\beta(\omega) d\omega. \quad (14)$$

Выражения, аналогичные (12)–(14), можно получить и для канала величины (модуля) воздушной скорости вертолета.

В соответствии с выражениями (8) и (9) вынужденные динамические погрешности каналов истинной воздушной скорости и угла скольжения при анализе целесообразно разделить на методические $\Delta V_{в.м}(p) = W(p) \xi_V(p)$, $\Delta \beta_{в.м}(p) = W(p) \xi_\beta(p)$

и инструментальные $\Delta V_{в.и}(p) = \sum_{j=1}^m W_j(p) \xi_{Vj}(p)$,

$\Delta \beta_{в.и}(p) = \sum_{j=1}^m W_j(p) \xi_{\beta j}(p)$, составляющие, частот-

ные спектры которых существенно различны.

Внешние помехи $\xi_V(p)$ и $\xi_\beta(p)$ определяются в основном атмосферной турбулентностью и особенностями обтекания неподвижного комбинированного аэрометрического приемника. Они имеют широкий спектр частот и поэтому могут быть аппроксимированы "белыми шумами" со спектральными плотностями мощности $S_{\xi_V}(\omega) = S_{V_0}$; $S_{\xi_\beta}(\omega) = S_{\beta_0}$. Возмущения, вызывающие инструментальные составляющие динамической погрешности, связаны со случайным изменением во времени конструктивных параметров измерительной цепи,

а также с собственными шумами ее элементов. Изменения конструктивных параметров являются инфранизкочастотными, и их влияние на динамические погрешности каналов системы воздушных сигналов вертолета за время одного полета может не учитываться.

Так как внешние помехи $\xi_V(t)$, $\xi_\beta(t)$ и измеряемые сигналы $V(t)$ и $\beta(t)$ можно считать некоррелированными, то выражения для дисперсий вынужденных (методических) динамических погрешностей каналов истинной воздушной скорости и угла скольжения будут иметь вид [10]

$$\sigma_{\Delta V_M}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_V}(\omega) d\omega;$$

$$\sigma_{\Delta \beta_M}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_\beta}(\omega) d\omega, \quad (15)$$

где $S_{\xi_V}(\omega)$ и $S_{\xi_\beta}(\omega)$ — спектральные плотности мощности внешних помех.

Суммарные дисперсии динамических погрешностей исследуемых каналов системы воздушных сигналов вертолета определяются соотношениями

$$\sigma_{\Delta V}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p) - Q_V|_{p=j\omega}^2 S_V(\omega) d\omega +$$

$$+ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_V}(\omega) d\omega;$$

$$\sigma_{\Delta \beta}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p) - Q_\beta|_{p=j\omega}^2 S_\beta(\omega) d\omega +$$

$$+ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |W(p)|_{p=j\omega}^2 S_{\xi_\beta}(\omega) d\omega. \quad (16)$$

Из выражения (16) следует, что при известных спектральных плотностях мощности входного сигнала и помехи для снижения собственной динамической погрешности необходимо передаточную функцию $W(p)$ приближать к единице, а для уменьшения вынужденной составляющей в полосе частот, где действует помеха, приближать к нулю.

Заключение

Полученные соотношения определяют особенности построения, алгоритмы обработки информации, причины, влияющие факторы и модели погрешностей, возможности традиционных конструктивно-технологических методов повышения точности, позволяют обоснованно подойти к решению задачи оптимизации конструктивных параметров системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта по критериям динамической точности при детерминированных и случайных воздействиях, использовать для повышения точности каналов системы структурные методы и принципы комплексирования.

Список литературы

1. Алексеев Н. В., Кравцов В. Г., Назаров О. И. и др. Системы измерения воздушных параметров нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 8. С. 31–36.
2. Козицин В. К., Макаров Н. Н., Порунов А. А., Солдаткин В. М. Анализ принципов построения систем воздушных сигналов вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 10. С. 2–13.
3. Солдаткин В. В. Аэрометрическая система измерения малых воздушных скоростей вертолета на основе информации о положении вихревой колонны несущего винта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 52–56.
4. Солдаткин В. В. Методологические основы измерения высотно-скоростных параметров вертолета по аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3.
5. Солдаткин В. В., Никитин А. В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника // Мехатроника, автоматизация, управление. 2010. № 6. С. 71–78.
6. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
7. Браверманн А. С., Вайнтруб А. П. Динамика вертолета, предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
8. Браславский Д. А., Петров В. В. Точность измерительных устройств. М.: Машиностроение, 1976. 312 с.
9. Солдаткин В. В. Алгоритмическая коррекция погрешностей системы измерения малых воздушных скоростей вертолета // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2007. № 1. С. 27–32.
10. Солдаткин В. В. Динамические погрешности системы измерения малых воздушных скоростей вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. С. 50–54.

ИНФОРМАЦИЯ

16–19 апреля 2012 г. в Москве в ИПУ им. В. А. Трапезникова РАН состоится

3-я Российская конференция с международным участием

"Технические и программные средства управления, контроля и измерения"

ТЕМАТИЧЕСКИЕ НАПРАВЛЕНИЯ:

- ◆ Теория, методы исследования и проектирования, опыт применения технических средств управления, контроля и измерения (УКИ).
- ◆ Теория, алгоритмы и программное обеспечение систем УКИ.
- ◆ Анализ состояния, тенденций и перспектив развития систем УКИ.
- ◆ Создание средств систем УКИ на основе новых современных технологий.
- ◆ Компьютерное и физическое моделирование систем УКИ.
- ◆ Теоретические и прикладные аспекты оценивания и повышения качества систем УКИ, метрологическое обеспечение, испытание и сертификация.
- ◆ Вопросы обучения в области средств систем УКИ.

Подробнее информацию о конференции см. на сайте: <http://cmm.ipu.ru>

А. С. Девятисильный, д-р техн. наук, гл. науч. сотр.,
devyatis@iacp.dvo.ru,

К. А. Числов, канд. техн. наук, науч. сотр.,
kirillche@rambler.ru,

Институт автоматизации и процессов управления
ДВО РАН, г. Владивосток

Модели интеграции инерциальной, спутниковой и астронавигационной систем*

В рамках концепции задачи коррекции инерциальной навигационной системы предложены и исследованы модели комплексирования инерциальной, спутниковой и астроинформации. Приведены результаты вычислительных экспериментов, характеризующие численную устойчивость и эффективность решения задачи в условиях конечной точности измерений.

Ключевые слова: инерциальная навигация, астросистема, ньютонометр, гироскоп, обратная задача, навигационная спутниковая система

Введение

Как известно [1], автономные инерциальные навигационные системы (ИНС) предназначены для определения параметров местоположения и пространственной ориентации подвижных объектов, но неустойчивость таких систем является заметным препятствием для их широкого применения. Получившие в настоящее время распространение навигационные спутниковые системы (НСС), например, типа ГЛОНАСС, вообще говоря, способны решать те же задачи, что и ИНС, но для решения второй из них (задачи ориентации) на борту объекта необходимо создать сеть пространственно разнесенных приемников сигналов НСС [2]. Вместе с тем, требования к сети, обуславливаемые требованиями к точности и надежности решения задачи, далеко не всегда совместимы с возможностями их удовлетворения на подвижном объекте.

Объединение (интеграция) обеих систем (ИНС—НСС) в рамках концепции задачи коррекции ИНС при одном приемнике НСС на борту объекта в принципе позволяет, как показано ниже, устойчиво решать обе упомянутые выше навигационные задачи. Наряду с такой интегрированной системой исследуется навигационная система более высокой степени интеграции (ИНС—НСС—АС), включающая в свой состав наряду с ИНС и НСС астросистему (АС), причем к последней предъявляется в определенном смысле минимальное требование — обеспечение задачи коррекции ИНС угломерной

* Исследование выполнено при частичной поддержке РФФИ—ДВО (грант № 11-01-98501-р_восток_a) и ДВО РАН (гранты № 09-1-П29-02, № 09-III-A-03-066).

информацией при наблюдении одной звезды. Такое дополнительное комплексирование навигационной информации в рассматриваемом случае, когда задача определения места объекта, по существу, может быть качественно решена НСС, направлено на улучшение не только разрешимости задачи навигации в целом, но прежде всего той ее части, которая относится к задаче ориентации, качественное и надежное решение которой приобретает особое значение, если подвижный объект является носителем информационных и силовых платформ.

Основные модельные представления

Переходя к формальным описаниям, отметим, что базовая модель метода инерциальной навигации (ИНМ) представляется двумя группами дифференциальных уравнений — динамической (ДГУ) и кинематической (КГУ) [1], где первая описывает траекторию, а вторая — эволюцию системы отсчета, в которой траектория рассматривается. Тогда идеализированная модель обратной задачи, решаемой в рамках метода, может быть записана в следующем общем виде:

$$D\mathbf{q} = \mathbf{p}, \mathbf{q}(0) = \mathbf{q}_0,$$

$$D\mathbf{p} = \mathbf{G} + \mathbf{F}, \mathbf{p}(0) = \mathbf{p}_0,$$

$$D\mathbf{A} = \mathbf{0}, \mathbf{A}(0) = \mathbf{A}_0, \mathbf{z} = \mathbf{J}(\mathbf{q}, \mathbf{p}, \mathbf{A}), \quad (1)$$

где векторные переменные — \mathbf{q} (радиус-вектор места носителя), \mathbf{p} (удельный импульс, или, что то же самое, абсолютная линейная скорость носителя), \mathbf{G} (напряженность GE -поля), \mathbf{F} (удельная сила негравитационной природы) — записываются в проекциях на оси вращающейся с абсолютной угловой скоростью $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ правой ортогональной системы отсчета $0\mathbf{q} = 0q_10q_20q_3$ с началом в центре масс Земли, осью $0q_3$, направленной по радиус-вектору местоположения носителя, и осями $0q_1$ и $0q_2$, направленными соответственно на географические Восток и Север; τ — символ транспонирования векторов и матриц; $\mathbf{A} = (A_{ij})$ — матрица ориентации приборной системы отсчета относительно выбранной инерциальной, $(i, j) = \overline{1, 3}$; \mathbf{z} — вектор измерений (дополнительных к инерциальным), доставляемых от НСС и астросистемы; $\mathbf{J}(\mathbf{q}, \mathbf{p}, \mathbf{A})$ — функция связи "состояние—измерение"; $D = d/dt + \hat{\boldsymbol{\omega}}$ — оператор абсолютной производной; $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ — кососимметрическая матрица, составленная из компонент вектора $\boldsymbol{\omega}$ так, что $\hat{\omega}_{ij} = e_{ikj}\omega_k$, $(i, k, j) = \overline{1, 3}$; e_{ikj} — псевдотензор Леви—Чивита; инерциальные измерения значений компонент векторов $\boldsymbol{\omega}$ и \mathbf{F} выполняются в приборной системе отсчета с осями, параллельными соответствующим осям системы $0\mathbf{q}$.

Далее с учетом физических реальностей (наличия погрешностей в измерениях, в определении начальных значений \mathbf{q}_0 и \mathbf{p}_0 , а также неполноты представлений о GE -поле (т. е. о векторе $\mathbf{G}(\mathbf{q}, \mathbf{r})$,

$\mathbf{r} = |\mathbf{q}|$), осуществим переход от уравнений (1) к линейным уравнениям в вариациях. В итоге получим

$$\mathbf{D}\delta\mathbf{q} = \delta\mathbf{p} - \hat{\mathbf{v}}\mathbf{q}, \delta\mathbf{q}(0) = \delta\mathbf{q}_0,$$

$$\mathbf{D}\delta\mathbf{p} = \mathbf{G}'_q\delta\mathbf{q} + \mathbf{g} + \mathbf{f} - \hat{\mathbf{v}}\mathbf{p} + \mathbf{G}'_q\varepsilon_3, \delta\mathbf{p}(0) = \delta\mathbf{p}_0,$$

$$\dot{\mathbf{g}} = \chi(t), \mathbf{g}(0) = \mathbf{g}_0,$$

$$\mathbf{D}\beta = \mathbf{v}, \beta(0) = \beta_0,$$

$$\delta z_1 = \varphi_{\text{ИНС}} - \varphi_{\text{НСС}} = \frac{\delta q_2}{r} - \beta_1 + \varepsilon_1,$$

$$\delta z_2 = (\lambda_{\text{ИНС}} - \lambda_{\text{НСС}})\cos\varphi = -\frac{\delta q_1}{r} - \beta_2 + \varepsilon_2,$$

$$\delta z_3 = r_{\text{ИНС}} - r_{\text{НСС}} = \delta q_3 + \varepsilon_3,$$

$$\delta z_s = e_{skj}l_k\beta_j + \varepsilon_s, s = \overline{4, 5}, \quad (2)$$

где \mathbf{v} и \mathbf{f} — векторы инструментальных погрешностей гироскопов и ньютонометров; φ , λ и r — соответственно геоцентрические широта, долгота и радиус места объекта-носителя, вычисляемые ИНС ($\varphi_{\text{ИНС}}$, $\lambda_{\text{ИНС}}$, $r_{\text{ИНС}}$) и доставляемые НСС ($\varphi_{\text{НСС}}$, $\lambda_{\text{НСС}}$, $r_{\text{НСС}}$); ε_i , $i = \overline{1, 3}$, — вектор инструментальных погрешностей НСС-определений; $\beta = (\beta_i)$, $i = \overline{1, 3}$, — вектор погрешностей интегрирования КГУ; $\mathbf{I} = (I_1, I_2, I_3)^T$ — орт визирования звезды в проекциях на оси приборного координатного трехгранника; ε_s , $s = \overline{4, 5}$, — инструментальные погрешности визирования звезды; $\delta\mathbf{z} = (\delta z_i)_{i=1}^{\chi}$ — вектор невязок измерений, причем $\chi = 3$ для системы ИНС-СНС и $\chi = 5$ для системы ИНС-НСС-АС; $\delta\mathbf{q}$ и $\delta\mathbf{p}$ — погрешности интегрирования ДГУ; $\mathbf{g} = \mathbf{G} - \mathbf{G}_m$; \mathbf{G}_m — модель напряженности GE-поля, учитываемая при интегрировании ДГУ с замещением величины r измеренным значением $z_3 = r_{\text{НСС}} = r + \varepsilon_3$; $\mathbf{G}'_q = \frac{\partial\mathbf{G}}{\partial\mathbf{q}}$ и $\mathbf{G}'_r = \frac{\partial\mathbf{G}}{\partial r}$, в частности, при центральности GE-поля (именно для этого случая ниже будут представлены результаты вычислительного эксперимента) $\mathbf{G}'_q = -\frac{\mu}{\mathbf{r}^3}$ и $\mathbf{G}'_r = \frac{3\mu\mathbf{q}}{\mathbf{r}^4}$.

Цель решения задачи (2) — это оценки $\delta\mathbf{q}^*$, $\delta\mathbf{p}^*$, β^* векторов $\delta\mathbf{q}$, $\delta\mathbf{p}$, β и в конечном итоге оценки векторов \mathbf{q} , \mathbf{p} и матрицы \mathbf{A} , образуемые следующим образом: $\mathbf{q}^* = \tilde{\mathbf{q}} + \delta\mathbf{q}^*$, $\mathbf{p}^* = \tilde{\mathbf{p}} + \delta\mathbf{p}^*$, $\mathbf{A} = \hat{\beta}\tilde{\mathbf{A}}$, где $\tilde{\mathbf{q}}$, $\tilde{\mathbf{p}}$ и $\tilde{\mathbf{A}}$ — результаты интегрирования ДГУ и КГУ или модельные значения.

В модели (2) дополнительного разъяснения требуют два последних уравнения, характеризующие астроинформацию.

Пусть \mathbf{L} — орт направления на звезду в инерциальной системе отсчета, тогда $\mathbf{I} = \mathbf{A}\mathbf{L}$ — орт этой же звезды в приборном трехграннике. Числовым же образом \mathbf{I} в этом трехграннике является вектор $\tilde{\mathbf{I}} = \mathbf{A}\mathbf{L} = (\mathbf{E} + \hat{\beta})\mathbf{I}$, где \mathbf{E} — единичная матрица, так что методологическая часть погрешности визирования звезды в нем есть $\Delta\mathbf{I} = \mathbf{I} - \tilde{\mathbf{I}} = \hat{\beta}\mathbf{I}$. Перейдем к модели инструментальной погрешности. Обозначим γ_1 и γ_2 "азимутальный" и "высотный" углы положения звезды в приборном трехграннике, а Δ_1 и Δ_2 — соответственно инструментальные погрешности измерений этих углов при наблюдении звезды. Тогда в (2) $\varepsilon_s = g_{sj}\Delta_j$, $g_{sj} = \frac{\partial l_i}{\partial \gamma_j}$, где с учетом индексации инструментальных погрешностей НСС можно было бы принять $s = \overline{4, 6}$, $j = \overline{1, 2}$. Вместе с тем, принимая во внимание линейную зависимость строк матрицы $\hat{\beta}$, можем ограничиться значениями $s = \overline{4, 5}$ и представить вектор невязок астроизмерений в виде $\Delta z_s = \Delta l_s + \varepsilon_s$, $s = \overline{4, 5}$, что и отражено в модели (2). В общем случае $\mathbf{I} = \mathbf{I}(t)$, в частном — при движении объекта вдоль параллели (в северном полушарии Земли), когда доступна наблюдению Полярная звезда $\mathbf{I} = (0, \cos\varphi, \sin\varphi)^T$ (именно для такого случая в этой статье представлены вычислительные эксперименты).

Модель (2) представляет собой систему уравнений "состояние—измерение" [3], и задача может быть решена непосредственно, если обратиться к методу динамического обращения, реализовав его, например, с помощью алгоритма калмановского типа [4]. Наряду с этим, учитывая линейность уравнений, модель задачи весьма стандартным способом может быть приведена к системе линейных алгебраических уравнений с некоторым конечномерным оператором (матрицей) \mathbf{L} размерности $\chi m \times n$ ($\dim\mathbf{L} = \chi m \times n$), динамически расширяемым по m по мере накопления измерений, и $n = \dim(\delta\mathbf{q}^T, \delta\mathbf{p}^T, \beta^T)$; в этом случае решение задачи интерпретируется в рамках представлений метода наименьших квадратов (МНК/LSM).

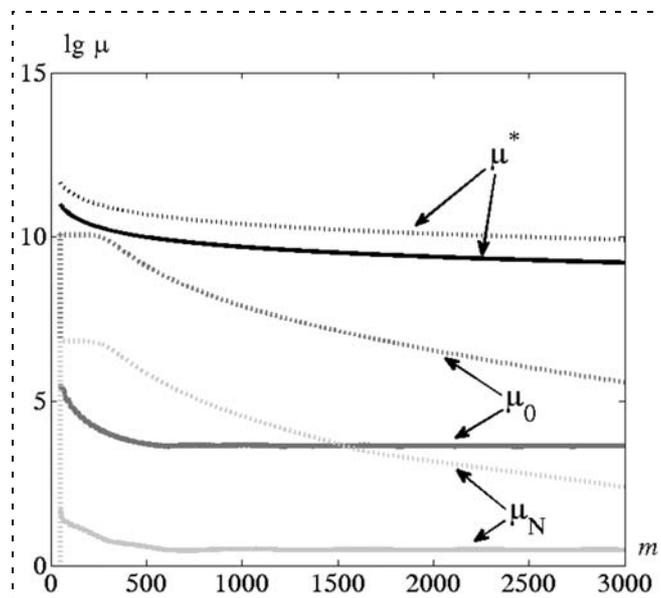
Вычислительные эксперименты

Основная цель выполненных экспериментов — верификация корректности математической постановки задачи в условиях конечной точности вычислений и измерений; достигается она при исследовании на невырожденность матрицы \mathbf{L} (ее можно отождествлять с матрицей наблюдаемости [4]) и при непосредственном построении решения с использованием алгоритма динамического обращения Калмана [3, 4].

Упомянутая здесь матрица \mathbf{L} имеет вид $\mathbf{L} = (\mathbf{H}\Phi(t_0, t_i))_{i=0}^m$, m — целое число, причем $m \geq n$;

$t_i = mh$; h — шаг дискретизации задачи по времени t , $\dim \mathbf{L} = \chi m \times n$; \mathbf{H} — матрица связи "состояние—измерение", так что $\delta \mathbf{z} = \mathbf{H} \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}$, $\dim \mathbf{H} = \chi \times n$; $\Phi(t_0, t_i)$ — фундаментальная матрица решения однородного дифференциального уравнения, соответствующего дифференциальному уравнению в модели (2), $\dim \Phi(t_0, t_i) = n \times n$.

На рисунке приводятся графики (сплошные линии — для систем типа ИНС—НСС—АС, прерывистые — для ИНС—НСС) значений сингулярных чисел обусловленности μ_0 , μ_N и μ^* , где μ_0 и μ_N — вычисленные при относительной машинной (компьютерной) точности вычислений $e_1 = 2,2 \cdot 10^{-6}$ числа обусловленности соответственно исходной (\mathbf{L}) и нормированной по столбцам ($\mathbf{N} = \mathbf{L} \mathbf{D}^{-1}$) матриц; $\mathbf{D} = \text{diag}(\|\mathbf{L}_1\|, \|\mathbf{L}_2\|, \dots, \|\mathbf{L}_n\|)$, $\|\mathbf{L}_i\|$ — евклидова норма



Графики значений чисел обусловленности

	$g = 10^{-5} \text{ м/с}^2$	$g = 10^{-4} \text{ м/с}^2$	$g = 10^{-3} \text{ м/с}^2$
$ \Delta\beta_1 $	$7,31 \cdot 10^{-8}$ $4,22 \cdot 10^{-7}$	$7,41 \cdot 10^{-8}$ $4,72 \cdot 10^{-7}$	$7,42 \cdot 10^{-8}$ $8,91 \cdot 10^{-7}$
$ \Delta\beta_2 $	$3,71 \cdot 10^{-7}$ $5,25 \cdot 10^{-7}$	$3,8 \cdot 10^{-7}$ $7,62 \cdot 10^{-7}$	$7,25 \cdot 10^{-7}$ $9,36 \cdot 10^{-7}$
$ \Delta\beta_3 $	$3,68 \cdot 10^{-7}$ $4,27 \cdot 10^{-7}$	$3,75 \cdot 10^{-7}$ $4,88 \cdot 10^{-7}$	$6,89 \cdot 10^{-7}$ $8,84 \cdot 10^{-7}$
$ \Delta\alpha_1 $	$1,16 \cdot 10^{-7}$ $4,12 \cdot 10^{-7}$	$1,16 \cdot 10^{-7}$ $4,69 \cdot 10^{-7}$	$1,19 \cdot 10^{-7}$ $8,89 \cdot 10^{-7}$
$ \Delta\alpha_2 $	$3,67 \cdot 10^{-7}$ $5,27 \cdot 10^{-7}$	$3,76 \cdot 10^{-7}$ $6,83 \cdot 10^{-7}$	$7,24 \cdot 10^{-7}$ $9,43 \cdot 10^{-7}$

i -го столбца матрицы \mathbf{L} ; $\mu^* = 1/(\sqrt{n}(2n-3)(4\chi m + 27) + 4\chi m + 30)e_1$ — критическое число обусловленности [5].

Условие разрешимости задачи (2) в вычислительной среде, а именно: $\mu^* > \mu_0$ и/или $\mu^* > \mu_N$, что хорошо видно из рисунка, выполняется для обоих типов систем. Последнее означает сходимость (по m) алгоритмов МНК и асимптотическую устойчивость (по t) алгоритмов динамического обращения калмановского типа. Отметим, что графики построены для случая движения объекта по географической параллели $\varphi = 45^\circ$ в восточном направлении с относительной (к Земле) скоростью $V = 100 \text{ м/с}$, $h = 1 \text{ с}$; однако вывод о разрешимости задачи сохраняется и для других значений φ и V .

В таблице представлены наибольшие абсолютные значения погрешностей оценивания соответствующих переменных (где $|\Delta\alpha_i| = \frac{|\Delta q_i|}{r}$, $i = \overline{1, 2}$) за пределами первых 1000 с решения задачи для обоих типов систем (верхние строки — для системы ИНС—НСС—АС, нижние — для ИНС—НСС) при среднеквадратических значениях компонент погрешностей измерений $\boldsymbol{\varepsilon}$, \mathbf{f} , \mathbf{v} соответственно, равных $\sigma_{\varepsilon_i} = 1 \text{ м}$, $i = \overline{1, 3}$; $\sigma_{\varepsilon_i} = 10^{-6} \text{ рад}$, $i = \overline{4, 5}$; $\sigma_{f_i} = 10^{-3} \text{ м/с}^2$, $i = \overline{1, 3}$; $\sigma_{v_i} = 10^{-3} \text{ }^\circ/\text{ч}$, $i = \overline{1, 3}$, и при различных представлениях о модели напряженности ГЕ-поля для случаев $g = |\mathbf{g}| = \text{const}$.

Как видно из результатов вычислительных экспериментов, имеет место весьма несущественное качественное различие исследованных двух типов интегрированных систем.

Заключение

Выполненное исследование указывает на достаточно высокую эффективность и перспективность рассмотренных типов интегрированных систем для решения задач построения информационных и силовых платформ для подвижных объектов широкого профиля назначения.

Список литературы

1. Андреев В. Д. Теория инерциальной навигации. Корректируемые системы. М.: Наука, 1967. 648 с.
2. Девятисильный А. С., Кряжко И. Б. Исследование модели навигационных определений с помощью спутниковой системы типа "ГЛОНАСС" // Космические исследования. 1999. Т. 37. № 3. С. 261—266.
3. Калман Р., Фалб П., Арbib М. Очерки по математической теории систем. М.: Мир, 1971. 400 с.
4. Осипов Ю. С., Кряжковский А. В. Задачи динамического обращения // Вестник РАН. 2006. Т. 76. № 7. С. 615—624.
5. Девятисильный А. С., Кряжко И. Б. Исследование обусловленности задачи численного определения квазистационарной орбиты ИСЗ по наземным наблюдениям // Космические исследования. 1997. Т. 35. № 1. С. 99—101.

А. И. Заведеев, канд. техн. наук, доц.,
verazavedeeva@qwertyru.ru,

А. Ю. Ковалев, аспирант,
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)

Построение бортовой системы управления космического аппарата повышенной надежности на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики

Рассматриваются различные подходы к проблеме повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космического аппарата на основе принципа реконфигурации и применения адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая система управления, отказоустойчивость, реконфигурация, контроль, диагностика, алгоритм, адаптивная логика

Постановка задачи

Проектирование современных и перспективных аэрокосмических летательных аппаратов связано с решением проблем оценивания состояния, идентификации характеристик, диагностики систем ориентации и навигации, обеспечивающих работоспособность (живучесть) интегрированной системы управления (ИСУ) при возникновении сбоев и отказов в отдельных подсистемах, узлах и элементах. Среди подсистем и элементов ИСУ, подверженных сбоям и отказам, можно выделить информационно-измерительные приборы (датчики), бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС), силовые приводы и исполнительные органы управления. Современный уровень развития электроники обеспечивает отказоустойчивость БЦВС посредством резервирования, аппаратного и программного самоконтроля. Основное внимание при обеспечении отказоустойчивости ИСУ следует уделять таким элементам, подверженным сбоям и отказам, как бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), датчики, регулятор, рулевые приводы и органы управления.

Диагностика отказов и способы поддержания работоспособности ИСУ по принципу реконфигурации

Для обеспечения надежного функционирования бортовых ИСУ аэрокосмическими объектами необходимо непрерывно осуществлять диагностику неисправностей или повреждений [1]. Система

контроля должна решать две задачи: обнаружение повреждения и его изоляцию (исключение).

Одним из возможных способов восстановления работоспособности систем является комплекс мер, который называют *реконфигурацией*. Реконфигурация бортовой системы управления (БСУ) при отказах приводов и органов управления заключается в перераспределении управления на исправные органы в целях создания необходимых управляющих сил и моментов и сохранения приемлемого качества управления [2, 3].

Таким образом, реконфигурация является одним из возможных средств обеспечения настраиваемой работоспособности, причем ее осуществление возможно для космических аппаратов (КА), обладающих информацией о пространственном угловом положении аппарата и имеющих избыточные органы управления.

Для реконфигурации БСУ при отказах приводов и исполнительных органов используются два подхода: пассивный, основанный на теории робастного управления, и активный, который можно разделить на два направления:

1. Непрерывная адаптация БСУ без диагностирования, при которой коэффициенты настраиваются по заданным алгоритмам, и желаемые динамические характеристики системы обеспечиваются при изменении параметров объекта, вызванных возмущениями и отказами.

2. Диагностирование с последующей непрерывной адаптацией или переключение коэффициентов в зависимости от характера отказа.

К недостатку пассивного подхода следует отнести тот факт, что он распространен на случай изменения параметров системы в небольших пределах. Диагностирование с адаптацией имеет преимущество перед непрерывной адаптацией в том, что при отсутствии отказов адаптация не применяется и, следовательно, не ухудшает динамику системы. Однако процедура диагностирования усложняет систему. Если число возможных отказов невелико, то можно в ряде случаев применить диагностирование с последующей перенастройкой коэффициентов, рассчитанных на каждый тип отказа. В противном случае требуется идентификация параметров после отказа, при которой по известным алгоритмам рассчитывают коэффициенты регулятора. Изучение описанных в литературе методов реконфигурации, в которых используется активный подход, позволяет объединить их в три группы:

- методы псевдообращения;
- методы с квадратичным критерием минимизации;
- методы, основанные на классической теории систем с обратной связью.

Использование в БСУ КА функционально избыточных измерительных блоков позволяет существенно повысить точность измерений и надежность обеспечения информацией бортовых систем. Для исключения или существенного снижения влияния отказов измерителей на эффективность работы системы в целом необходимо контролировать их

функционирование. Существуют различные подходы и алгоритмы обнаружения и идентификации отказов измерителей. Условно их можно разделить на две группы: одни строятся на вычислении наилучшей оценки измеряемой величины, т. е. требуют совместной реализации алгоритма обработки избыточной информации и алгоритма обнаружения отказов, другие предполагают автономную реализацию этих алгоритмов. Алгоритмы первой группы достаточно просто реализуются, однако требуют значительных затрат времени БЦВМ [1]. Для реализации алгоритмов второй группы вводится система уравнений "проверки на соответствие".

Проиллюстрируем данную процедуру на примере построения инерциальной системы управления ориентацией. Как известно, от любых трех неколлинеарных и некомпланарных одноосных измерителей может быть получена информация об измеряемой векторной величине. Информация со всех дополнительных измерителей является избыточной. Это позволяет в функционально избыточном блоке объединить любые четыре измерителя таким образом, что их линейная комбинация будет равна нулю при условии, что все измерения идентичны. Исходя из этого условия и формируются проверочные уравнения. Каждое из них представляет собой линейную комбинацию измерений, проведенных четырьмя способами. Уравнения соответствия объединяют в систему. Общее число таких уравнений для блока, включающего n измерителей, определяется как C_n^4 — число сочетаний из n по четыре элемента. Например, для функционально избыточного блока из шести однокомпонентных измерителей можно составить $C_6^4 = 15$ проверочных уравнений. Информация с каждого измерителя входит в $C_5^3 = 10$ проверочных уравнений, поэтому при отказе одного из измерителей десять уравнений из пятнадцати удовлетворяться не будут. При отказе второго измерителя не будут удовлетворяться все уравнения, кроме одного. Этот принцип положен в основу алгоритма определения отказов.

Все уравнения соответствия составлены в предположении, что измерители не имеют погрешностей. С учетом погрешностей в правой части этих уравнений будет присутствовать не нуль, а некоторая малая величина, называемая невязкой и зависящая только от погрешностей измерителей. Выберем допустимое пороговое значение невязки, которое зависит от режима движения основания объекта. Поскольку получить его аналитически обычно не представляется возможным, то в каждом отдельном случае диапазон пороговых значений выбирается исходя из требуемой точности решения навигационной задачи, а конкретное значение порога находится с помощью моделирования. Сравнение невязки с пороговым значением позволяет судить о наличии или отсутствии в составе функционально избыточного измерительного блока неисправных элементов. В результате до начала обработки информации с помощью данного алгоритма осу-

ществляется контроль над исправным функционированием блока.

Если алгоритм обнаруживает сбой, то возникает задача идентификации неисправного элемента, которая решается с помощью той же группы уравнений. Алгоритм идентификации строится по следующей логической схеме. Каждому i -му уравнению контроля поставим в соответствие число K_i — показатель, который равен нулю, когда уравнение удовлетворяется, и равен единице в противном случае. Например, положим, что вышел из строя первый измеритель, тогда все K_i , кроме последних пяти, будут равны единице. Если выйдет из строя второй измеритель, то четырнадцать K_i будут равны единице и только последнее останется нулевым. Перебрав последовательно все измерители, можно составить контрольную таблицу идентификации неисправного элемента.

Для определения типа сбоя используют специальный алгоритм (перекалибровки), который для избыточной системы не является обязательным, однако, если ресурс БЦВМ позволяет его реализовать, надежность системы возрастает. После того, как отказавший измеритель идентифицирован, необходимо предотвратить поступление его информации на обработку. Алгоритм предназначен для определения типа сбоя и, если сбой устранимый, возвращения в строй неисправного измерителя.

Устранимый сбой может быть вызван смещением нуля, превышающим пороговое значение, изменением масштабного коэффициента и др. В подобных случаях прибор может быть откалиброван заново. Для этого информация, поступающая с неисправного прибора, сравнивается с результатами точных измерений, осуществляемых блоком. Коррекция выполняется за счет изменения постоянных коэффициентов, заложенных в программу. Затем выполняется реструктурирование системы, и измеритель снова включается в работу.

Рассмотрим алгоритм, включающий обнаружение ошибки, идентификацию отказавшего элемента и перекалибровку системы на примере функционально избыточного блока ориентации бесплатформенной инерциальной системы, выполненного на базе трех свободных гироскопов. В алгоритме обнаружения отказов в качестве первичной используют информацию об относительном расположении векторов кинетических моментов (КМ) гироскопов. Уравнения контроля составляют путем сравнения косинусов углов между соответствующими парами векторов КМ с их значениями после начальной выставки, занесенными в память БЦВМ согласно условиям

$$|a_1 - a_1^0| \leq \delta_1, |a_2 - a_2^0| \leq \delta_2, |a_3 - a_3^0| \leq \delta_3,$$

$$a_1 = \alpha_{11}\alpha_{21} + \alpha_{12}\alpha_{22} + \alpha_{13}\alpha_{23},$$

$$a_2 = \alpha_{11}\alpha_{31} + \alpha_{12}\alpha_{32} + \alpha_{13}\alpha_{33},$$

$$a_3 = \alpha_{21}\alpha_{31} + \alpha_{22}\alpha_{32} + \alpha_{23}\alpha_{33},$$

Идентификация отказов

Отказавший прибор	Показатель уровня контроля			Алгоритм	Контроль
	K_1	K_2	K_3		
Нет	0	0	0	A_0	Фиксируется сбой и идентифицируется отказавший прибор. Общий сбой
H_1	1	1	0	A_3	
H_2	1	0	1	A_2	
H_3	0	1	1	A_1	
Два или все	1	1	1	Сигнал отказа	

где a_k — текущее значение косинуса угла между векторами КМ гироскопов, используемых в k -м варианте; a_k^0 — начальное значение косинуса угла; δ_k ($k = 1, 2, 3$) — допуск на уход соответствующей пары гироскопов; a_{ij} — направляющие косинусы между i -м вектором КМ и j -й осью базовой системы координат измерительного блока. Пороговое значение невязки δ_k выбирают исходя из требований точности решения задачи. Неисправным считается гироскоп, уход которого превысил соответствующий допуск. Невыполнение хотя бы одного из приведенных неравенств свидетельствует об отказе. Алгоритм идентификации строится на анализе тех же уравнений. Отказавший гироскоп определяется согласно таблице с указанием подпрограмм изменения алгоритма обработки избыточной информации.

В таблице каждому k -му уравнению соответствует число K_k , принимающее значение 0 при выполнении неравенств и 1 — в противном случае.

После исключения информации от прибора, идентифицированного как отказавший, надежность системы снижается. Если неравенства позволяют фиксировать некатастрофический отказ, то можно провести перекалибровку прибора.

Например, в качестве допустимого можно принять уход, в два раза превышающий номинальное значение. В результате как некатастрофический квалифицируется отказ, при котором выполняется условие $|\Delta a_k| \leq 2\delta_k$.

Затем в целях повышения надежности система реконфигурируется и обработка информации проводится по исходному алгоритму A_0 , т. е. все приборы считаются исправными. Реализация алгоритмов не требует больших затрат ресурса БЦВМ.

Использование адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики ИСУ КА

Высокие требования к надежности БСУ КА и невозможность ремонта в условиях космического полета выявляют острую необхо-

димость разработки методов оперативной оценки состояния КА и максимально автоматизированного исключения отказов.

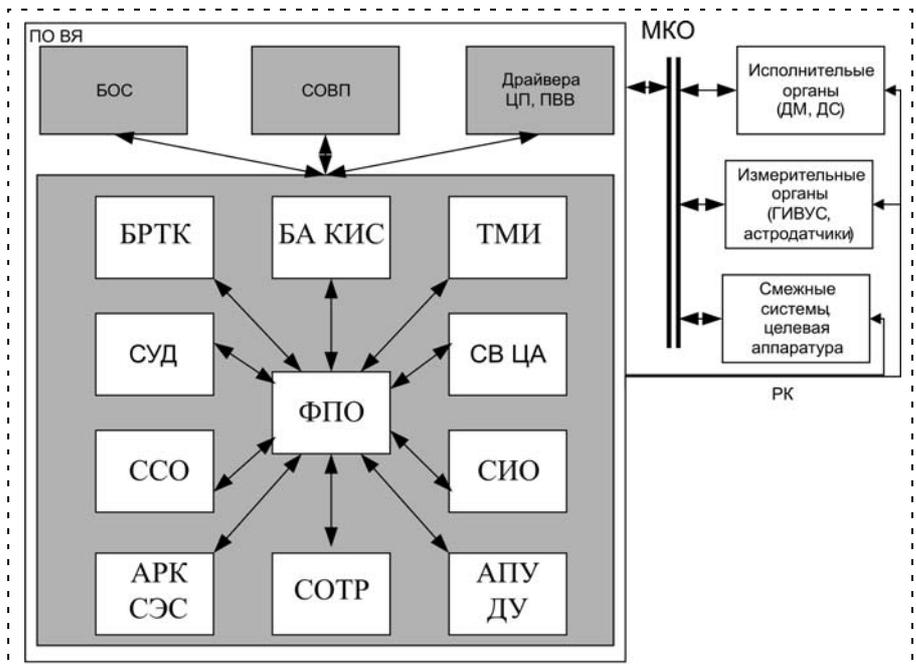
Контроль состояния осуществляется различными подсистемами как аппаратными, так и алгоритмическими средствами. Программы функционального контроля разрабатываются с учетом требований, сводящихся к минимизации вероятности формирования ложных отказов, аномалий состояния при одновременном обеспечении оперативной диагностики устройств. Наличие прямых, обратных и перекрестных связей между подсистемами, контурами и блоками существенно усложняет эту задачу.

Адаптивный подход к разработке системы контроля и диагностики предусматривает реализацию гибкой логики работы системы, учитывающей фактическое состояние бортовой аппаратуры [3].

В состав БСУ КА входят несколько взаимосвязанных подсистем, выполняющих определенные задачи, которые требуют осуществления непрерывного контроля. На рисунке приведена укрупненная структурная схема БСУ КА.

Каждая подсистема решает свои задачи:

- функциональное программное обеспечение (ФПО) задает режимы работы КА, целевые циклограммы управления БСУ КА; в состав ФПО входят системы управления движением, стабилизации, информационного обеспечения, формирования телеметрии, терморегулирования, управления двигательной установкой, целевой аппаратурой и др. в зависимости от назначения КА;
- бортовая операционная система (БОС) обеспечивает работу вычислительного ядра (ВЯ);
- система организации вычислительного процесса (СОВП) распределяет вычислительные ресурсы между подсистемами ФПО;



Структурная схема БСУ КА

- драйверы центрального процессора (ЦП) и процессора ввода-вывода (ПВВ) обеспечивают передачу информации на шины мультимплексного канала обмена (МКО) и формирование внешних управляющих сигналов.

Кроме того, на рисунке обозначено: БРТК — бортовой радиотехнический комплекс; БА КИС — бортовая аппаратура командно-измерительной системы; ТМИ — телеметрическая информация; СУД — система управления движением; ССО — система стабилизации и ориентации; АРК — аппаратура регулирования и контроля; СЭС — система электроснабжения; СВ ЦА — система включения целевой аппаратуры; СИО — система информационного обеспечения; АПУ — аппаратура преобразования и управления; ДУ — двигательная установка; СОТР — система обеспечения теплого режима; ГИВУС — гироскопический измеритель вектора угловой скорости; ДМ — двигатель-маховик; ДС — двигатель стабилизации.

При возникновении диагностированного функционального отказа возможны следующие действия, предпринимаемые алгоритмами контроля и диагностики [3]:

- смена аппаратной конфигурации системы без прерывания штатного функционирования (использование горячего резерва);
- аппаратная реконфигурация системы с ограниченным прерыванием штатной циклограммы работы (использование холодного резерва или работа с неполным использованием аппаратуры);
- перевод космического аппарата в один из специальных режимов исключения отказа, обеспечивающих безопасное функционирование КА.

При разработке алгоритмов контроля и диагностики на основе анализа отдельных каналов и устройств с учетом имеющихся аппаратных резервов выявляется список критических отказов и формируется оценка их важности. Строятся диаграммы состояния [4], временные циклограммы режимов управления, на математических стендах моделируются типовые отказы. Разработанные диаграммы и набор оценок важности отказов определяют структуру программного обеспечения (ПО). Одновременно учитывается накопленный опыт эксплуатации КА подобного назначения и аппаратного состава.

В целях контроля состояния КА между подсистемами вводятся дополнительные связи. Например, при обнаружении неисправности или проведении диагностики состояния вычислительного ядра блокируется диагностика смежных систем, что исключает ложную диагностику устройств по недостоверной информации.

Разработаны и реализованы различные алгоритмы и циклограммы восстановления работоспособности, обеспечивающие функционирование КА при отказах и повышающие коэффициент готовности КА. Поддерживать функционирование КА позво-

ляет использование дополнительных бортовых алгоритмов (имитаторов неисправной аппаратуры) или переход на жесткие циклограммы управления без обратной связи при исправной работе устройств и кратковременных сбоях в линиях связи.

С учетом сложности прогнозирования возможных комбинаций отказов и высокой трудоемкости разработки алгоритмов общей системы контроля (по сравнению с алгоритмами управления в штатном случае) на этапе разработки предусмотрены резервы для загрузки дополнительного ПО в целях адаптации БСУ. Интегральным показателем качества контроля и диагностики является эффективность функционирования КА, т. е. выполнения предписанных функций.

Предлагаемый авторами подход к разработке функционального ПО с возможностью адаптации к условиям работы КА позволяет существенно повысить живучесть КА. Разработанные алгоритмы диагностики реализованы в составе ПО БСУ КА и успешно прошли летно-конструкторские испытания на связном КА Экспресс-МД1. В настоящее время продолжается разработка систем контроля и диагностики для КА научного назначения серии Спектр.

Заключение

Проведенный анализ главных причин снижения надежности БСУ современных аэрокосмических ЛА показал, что таковыми являются отказы информационно-измерительных приборов, силовых приводов и органов управления. Изучение описанных в литературе способов "активной" реконфигурации дает основание разделить их на два направления по принципу организации процедур диагностирования и адаптации.

Рассмотрены различные подходы к проблеме диагностики отказов с помощью пространства соответствий, не требующие вычисления наилучшей оценки измеряемой величины и обладающие свойством грубости относительно неопределенностей.

Предложены адаптивные алгоритмы контроля и диагностики БСУ, реализующие гибкую логику работы системы в условиях космического полета.

Список литературы

1. Гришин Ю. П., Казаринов Ю. М. Динамические системы, устойчивые к отказам. М.: Радио и связь, 1985. 176 с.
2. Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Силаев А. В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах // Автоматика и телемеханика. 1996. № 1. С. 3—20.
3. Заведеев А. И. Принципы построения отказоустойчивых систем управления ориентацией аэрокосмических летательных аппаратов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 6. С. 69—74.
4. Шибанов Г. П. Контроль функционирования больших систем. М.: Машиностроение, 1978. 586 с.
5. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. 652 с.

CONTENTS

- Grigoriev S. N., Kuzovkin V. A., Filatov V. V.** Simulation Modeling of the Machine Asynchronous Electric Drive . . . 2
The design technology of the metal-cutting machine asynchronous electric drive model is given. The scheme of the asynchronous electric drive simulation model in MultiSim software and model simulation results are presented.
Keywords: asynchronous electric drive, metal-cutting machine, control, simulation
- Balkovoy A. P., Cacenkin V. K., Yakovlev S. F., Kostin A. V.** Topical Design Issues of Domestically Produced Linear Actuators Based on the Modern Elementary Base 7
This article covers linear electric drives's features for engineering industry. It also covers some questions concerning linear synchronous drives's design.
Keywords: linear electric drive, brushless motor
- Ilukhin Yu. V., Arfikyan S. A.** High-Speed Electropneumatic Drives for Massive Objects with Discrete Computer Control 11
The problem of construction of high-speed electropneumatic drives for moving of massive mechanical objects is considered. The problem urgency is shown, the analysis of known approaches to its decision is made and the lacks inherent in them limiting their application at creation of high-speed drives of massive objects are revealed. The structure of mechatronic electropneumatic drive for massive objects with discrete computer control is developed. The synthesis technique of hardware and program components of a drive in which the essential role is taken away to computer modeling is offered.
Keywords: electropneumatic drive, high-speed, massive objects, mechatronics, soft-stop, structure, synthesis technique
- Poduraev Yu. V., Ilyuhin Yu. V., Yakovlev S. F., Vozzhinskiy A. V.** Main Aspects of Establishment of Domestic Robotic Complexes for Laser Welding with Adaptive Control System 18
Development and implementation of robotic complexes (RTC) for laser welding which are built of domestic components, is an actual problem of the Russian industry. One solution of this problem is the establishment of the domestic RTC for laser welding (R & D work "Lazersvarka"), which is performed by SEC MSTU Stankin, commissioned by Ministry of Industry and Trade in accordance with target program "National technology base", implemented in 2007–2011.
Keywords: robotic complex for laser welding, industrial robot, manipulator, laser welding, adaptive control system
- Farkhatdinov I. G., Poduraev Yu. V.** On Stability of Mobile Robot Bilateral Teleoperation 22
This paper presents a study on stability of mobile robot bilateral teleoperation. Obstacle range information is used to calculate the force feedback which is reflected to human-operator. A new force feedback calculation scheme is proposed to increase the accuracy of mobile robot position control. Proposed force feedback is based on usage of variable feedback gain which depends on the velocity of the mobile robot. Dynamic system model is described and stability is studied using Hurwitz criterion for linear case and Lyapunov method for nonlinear case. In addition, phase trajectory method is used to show that the system stability is independent from the force feedback gain following some assumptions.
Keywords: mobile robots, force feedback, haptics, stability
- Gradetsky V. G., Ermolov I. L., Knyazkov M. M., Sobolnikov S. A.** Design of Moving Communication Network on the Base of Ground Autonomous Mobile Robots. 27
The methods are formulated concerning to moving reconfigured communication networks on the base of autonomous mobile mechatronic ground displacement agents. The technology of the design such types moving reconfigured communication networks is presented.
Keywords: mobile robots, reconfigurable communication networks, autonomy, multi-agent systems
- Zelensky A. A., Poduraev Yu. V., Bondarj D. V.** The Method for Determining Non-Uniformly Distributed Set of Interpolation Nodes for Nonorthogonal Mechatronic Modules Contouring Materials 33
In this paper the approach to the study of non-uniformly distributed set of interpolation nodes for nonorthogonal mechatronic modules contouring materials.
Keywords: industrial robotics, interpolation, digital control systems, hardware interpolators, algorithms of positional control, continuous trajectory, curvilinear coordinates
- Martinov G. M., Nezhmetdinov R. A., Rybnikov S. V., Kuliyyev A. U.** Regulation of Distributed Control Water Jet Cutting Machine with NCS 35
Architecture of a system for distributed control of water jet cutting machine was proposed. A practical approach to solve the problem of control a machine magnetics in a "master-slave" mode was illustrated. A technique for visualization a controlled object in the operator terminal was proposed.
Keywords: Numerical Control System (NCS), open modular architecture, machine magnetics, machine panel, programmable logic controller, operator terminal

- Egorov O. D.** Integrated Mechatronic Modules Design 39
This paper presents approach to mechatronic modules design basing on their classification and synergy integration criteria.
Keywords: design, mechatronic module, classification, integration
- Kozak N. V., Martinova L. I., Savinov K. A., Dubrovin I. A.** Construction of Heterogeneous Distributed Computer Control Systems for High-Tech Decentralised Productions Based on Web-Technologies 44
The necessity for creation of distributed heterogeneous system of decentralized high-tech productions is proved. The generalized structure of heterogeneous computer-driven control system is formed. Functions and the place of web-server are defined. Also as example the construction of remote terminal, based on web-browser is given.
Keywords: remote control, web-terminal, web-server CNC system, decentralized production, distributed computer systems
- Korsun O. N., Leschenko I. A., Nemichev M. V.** Technique of Mathematical Simulation of Transient Processes in Aircraft Gas-Turbine Engines 50
The article deals with the problem of mathematic simulation of thermodynamic processes in aircraft gas-turbine engines in transient regimes. The simulation is based on the solution of systems of nonlinear algebraic equations and considers some specific features of thermodynamic processes in the elements of gas-turbine engines. The simulation results are fitted to the appropriate flight test data with a considerable degree of coincidence. The reported mathematic model along with the analysis of thermodynamic processes is useful also in the problems of precise simulation of flight dynamics and gas-turbine engines technical diagnostics.
Keywords: aircraft gas-turbine engine, simulation of aircraft gas-turbine engine, thermodynamic processes in aircraft gas-turbine engine
- Soldatkin V. V.** Analysis of Errors of System Aircraft Signals Helicopter Based on a Fixed Aerometric Receiver and Information Vortex Column Main Rotor 55
Structural and functional scheme and algorithms to determine height-speed parameters of the air data system the helicopter on the basis of a fixed combination aerometric receiver and the information of the vortex column main rotor are consider. Disclosed the reasons and provides relations for static and dynamic errors of channels system of deterministic and random influences.
Keywords: helicopter, air data, measurement, system, fixed receiver, aerometric data, vortex column, scheme, algorithms, errors of channel, analysis, models
- Devyatisil'nyi A. S., Chislov K. A.** The Models of the Inertial, Satellite and Astronavigation Systems Integration . . 64
Within the framework of inertial navigating system correction problem the models of inertial, satellite and astroinformation integration are offered and investigated. The results of computational experiments characterizing numerical stability and efficiency of the problem solution in condition of the measurements limited accuracy are presented.
Keywords: inertial navigation, astro-system, gyroscope, newtonometer, inverse problem, navigation satellite system
- Zavedeyev A. I., Kovalev A. Yu.** The Construction Onboard Highreliable Principles of Building of Spacecraft Control System on Base of Reconfiguration Principle with Using Adaptive Logic in Check and Monitoring Algorithms 67
Different approaches to problem of improving failurestable building of aerospacecraft failurestable of onboard spacecraft control system (OSCS) on base reconfiguration OSCS and using adaptive logic in check and monitoring algorithms are considered.
Suggesting diagnostic algorithms are realized in software package OSCS and passed flying testings on communication spacecraft Express-MD1.
Keywords: spacecraft, onboard control system, failurestable, reconfiguration, algorithm, monitoring, diagnostica, adaptive logic

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромынский пер., 4

Телефон редакции журнала: **(499) 269-5397**, тел./факс: **(499) 269-5510**

Дизайнер *Т. Н. Погорелова.*

Технический редактор *Е. В. Конова.* Корректор *Е. В. Комиссарова.*

Сдано в набор 02.09.2011. Подписано в печать 04.10.2011. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.
 Усл. печ. л. 8,82. Уч.-изд. л. 10,59. Заказ 776. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати,
 телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
 Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02
 Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, 15