

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ И ПРИКЛАДНОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

МЕХАТРОНИКА, АВТОМАТИЗАЦИЯ, УПРАВЛЕНИЕ

№ 7 (148)

ИЮЛЬ

2013

Редакционный совет:

БОЛОТНИК Н. Н.
 ВАСИЛЬЕВ С. Н.
 КАЛЯЕВ И. А.
 КРАСНЕВСКИЙ Л. Г.
 КУЗНЕЦОВ Н. А.
 ЛЕОНОВ Г. А.
 МАТВЕЕНКО А. М.
 МИКРИН Е. А.
 ПЕШЕХОНОВ В. Г.
 РЕЗЧИКОВ А. Ф.
 СЕБРЯКОВ Г. Г.
 СИГОВ А. С.
 СИРОТКИН О. С.
 СОЙФЕР В. А.
 СОЛОМЕНЦЕВ Ю. М.
 ФЕДОРОВ И. Б.
 ЧЕНЦОВ А. Г.
 ЧЕРНОУСЬКО Ф. Л.
 ШЕРБАТЮК А. Ф.
 ЮСУПОВ Р. М.

Главный редактор:
 ФИЛИМОНОВ Н. Б.

Заместители гл. редактора:
 ПОДУРАЕВ Ю. В.
 ПУТОВ В. В.
 ЮЩЕНКО А. С.

Ответственный секретарь:
 БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Редакционная коллегия:

АЛЕКСАНДРОВ В. В.
 АНТОНОВ Б. И.
 АРШАНСКИЙ М. М.
 БУКОВ В. Н.
 ВИТТИХ В. А.
 ВОСТРИКОВ А. С.
 ГОЛУБЯТНИКОВ И. В.
 ГРАДЕЦКИЙ В. Г.
 ИВЧЕНКО В. Д.
 ИЛЬЯСОВ Б. Г.
 КОЛОСОВ О. С.
 КОРОСТЕЛЕВ В. Ф.
 КУЗЬМИН Н. Н.
 ЛЕБЕДЕВ Г. Н.
 ЛОХИН В. М.
 ПАВЛОВСКИЙ В. Е.
 ПРОХОРОВ Н. Л.
 РАПОПОРТ Э. Я.
 СЕРГЕЕВ С. Ф.
 ТИМОФЕЕВ А. В.
 ФИЛАРЕТОВ В. Ф.
 ФРАДКОВ А. Л.
 ФУРСОВ В. А.
 ШАЛОБАЕВ Е. В.
 ЮРЕВИЧ Е. И.

Редакция:

ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.

СОДЕРЖАНИЕ

МЕТОДЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

- Ахметсафин Р. Д., Ахметсафина Р. З.** Идентификация объектов управления с запаздыванием: обратное Z-преобразование вместо оптимизации 2
Алекперли Ф. А., Шабанов М. А. Автоматическая структурная идентификация динамических объектов на основе сравнительного анализа типовых переходных характеристик . . . 8

РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

- Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю., Гайдук А. Р., Нейдорф Р. А., Беляев В. Е., Федоренко Р. В., Костюков В. А., Крухмалев В. А.** Система позиционно-траекторного управления роботизированной воздухоплавательной платформой. Часть 2. Алгоритмы управления 13
Веселов Г. Е., Склярлов А. А., Склярлов С. А. Синергетический подход к управлению траекторным движением мобильных роботов в среде с препятствиями. 20

ЭРГАТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

- Розенбаум А. Н., Клименко В. В.** Описание состояния человеко-машинной системы в контексте минимаксного подхода 26
Бегичев Ю. И., Василец В. М., Пономаренко А. В., Сильвестров М. М., Чернышев В. А. Основные положения технологии создания учебно-тренировочного комплекса и эргономического сопровождения на нем жизненного цикла многофункциональных летательных аппаратов 29

КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

- Чубуков Н. Н.** Алгоритмизация калибровок мехатронных систем с использованием сэмплинга 36
Джашитов В. Э., Панкратов В. М., Голиков А. В., Николаев С. Г., Колеватов А. П., Плотников А. Д., Коффер К. В. Температурная калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы по сигналам распределенных термодатчиков 42
Комаров В. В. Методика оптимизации параметров телевизионных наблюдательных систем больших оптических телескопов 47

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

- Перов В. Б., Ковалев А. Е., Курочкина В. А., Мягких А. С., Возжинский А. В., Яковлев С. Ф.** Особенности комплексного расчета точности отечественного электроэрозионного прорезно-вырезного станка с ЧПУ 53
Кузин М. А., Дреганов О. И. Стохастическое моделирование и оптимизация процесса осадительного центрифугирования порошковых осадков 57

Журнал в журнале**"УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА
В АВИАКОСМИЧЕСКИХ И МОРСКИХ СИСТЕМАХ"**

- Девятисильный А. С., Числов К. А.** Нейроморфный мультимодельный алгоритм определения вращения подвижной технологической платформы 62
Туфанов И. Е. Разработка системы централизованного управления группой автономных необитаемых подводных аппаратов 65
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: mech@novtex.ru

МЕТОДЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

УДК 681.51

Р. Д. Ахметсафин, канд. техн. наук, доц.,
зам. начальника управления
геолого-технологического мониторинга
и супервайзинга процесса строительства скважин,
akhmetsafmrd@mail.ru,

ООО "Георесурс" (ДО ОАО "Газпром"),
Р. З. Ахметсафина, канд. техн. наук, доц.,
rakhmetsafina@hse.ru,
НИУ "ГУ ВШЭ"

Идентификация объектов управления с запаздыванием: обратное Z-преобразование вместо оптимизации

Предлагается алгоритм текущей идентификации дискретных систем с переменным запаздыванием, состоящих из идеального импульсного элемента, экстраполятора нулевого порядка и линейной непрерывной части. Основу алгоритма составляет оценка параметра смещения решетчатой функции (дробной части запаздывания) при обратном модифицированном Z-преобразовании из условия равенства нулю переходного процесса непрерывной части в точке запаздывания. Запаздывание дискретной системы (целая часть запаздывания) корректируется на величину целой части полученной оценки.

Ключевые слова: идентификация, запаздывание, обратное модифицированное Z-преобразование

Введение

Рекуррентный метод наименьших квадратов (РМНК) (RLS, *Recursive Least Squares*) [1, 2] широко применяется для параметрической идентификации в реальном масштабе времени (адаптивной или текущей идентификации, самонастройки) дискретных систем (ДС), описываемых регрессионными моделями

$$y(k) = - \sum_{i=1}^n a_i y(k-i) + \sum_{i=0}^n b_i x(k-i-d) + v(k),$$

где $x(k)$, $y(k)$ — входной и выходной сигналы; $v(k)$ — аддитивная помеха с нулевым средним и конечной дисперсией; n — порядок модели; d — запаздывание. Основные соотношения РМНК (вычислительная схема):

$$\begin{aligned} \theta(k, d) &= \theta(k-1, d) + \\ &+ \gamma(k, d)[y(k) - \Psi^T(k, d)\theta(k-1, d)]; \quad (1) \\ \gamma(k, d) &= \frac{P(k, d)\Psi(k, d)}{\lambda + \Psi^T(k, d)P(k, d)\Psi(k, d)}; \end{aligned}$$

$$P(k+1, d) = \frac{1}{\lambda} [I - \gamma(k, d)\Psi^T(k, d)]P(k, d),$$

где

$$\theta(k, d) = [a_1 \dots a_n \ b_0 \dots b_n]^T \quad (2)$$

— вектор коэффициентов регрессии;

$$\Psi(k, d) =$$

$$= [-y(k-1) \dots -y(k-n) \ x(k-d) \dots x(k-d-n)]^T \quad (3)$$

— вектор данных; $P(k, d)$ — обратная матрица ковариаций; $\gamma(k, d)$ — вектор коррекции; λ — числовой коэффициент, определяющий демпфирование алгоритма (фактор забывания) [1].

Если порядок n или запаздывание d заданы некорректно по отношению к динамическим свойствам объекта управления, то это приводит к:

- смещению оценок вектора параметров $\theta(k, d)$ и потере устойчивости модели;
- потере сходимости оценок вектора параметров $\theta(k, d)$;
- невозможности достижения показателей качества и потере устойчивости системы управления.

Обзоры по идентификации объектов управления с запаздыванием по входу, выходу и состоянию приведены в работах [3, 4]. Исследования по текущей идентификации ДС с запаздыванием с применением РМНК также имеют давнюю историю — один из первых обзоров приведен в работе [5], последний интересный обзор представлен в [6]. Из российских работ выделим статью [7], где решается задача синтеза адаптивного идентификатора переменного запаздывания (получено рекуррентное соотношение) с использованием линейной прогнозирующей модели при допущении о том, что известны границы изменения запаздывания и весовая функция объекта, и работу [8], где для оценки запаздывания ДС предлагается варьировать интервал квантования T_0 .

Для определения неизвестного запаздывания необходимо дополнительное уравнение, и во всех известных работах такое уравнение определяется на основе минимизации квадрата ошибки модели $e(k, d) = y(k|d) - y(k)$, где $y(k|d)$ — выход модели при значении запаздывания d .

Применительно к РМНК сумму квадратов ошибок или невязок RSS (*Residual Sum of Squares*) можно поставить в зависимость от d [1, 2]:

$$\begin{aligned} \text{RSS}(k, d) &= \sum_{i=0}^k \lambda^{k-i} e^2(i, d) = \\ &= \lambda \cdot \text{RSS}(k-1, d) + e^2(k, d) = \\ &= s_y(k) - F^T(k, d)R^{-1}(k, d)F(k, d), \quad (4) \end{aligned}$$

где $s_y(k) = \lambda s_y(k-1) + y^2(k)$ — скаляр, сумма квадратов выходов;

$$R(k, d) = \lambda R(k-1, d) + \Psi(k, d)\Psi^T(k, d) \quad (5)$$

— матрица ковариации;

$$F(k, d) = \lambda F(k-1, d) + \Psi(k, d)y(k) \quad (6)$$

— вектор измерений.

Неизвестный параметр d определяется минимизацией (4) или близких ему выражений. Для этого при известных ограничениях

$$d_{\min} \leq d \leq d_{\max} \quad (7)$$

на каждом шаге самонастройки формируются максимальные вектор данных

$$\Psi_{\max}(k) = [-y(k-1) \dots -y(k-n)x(k-d_{\min}) \dots x(k-d_{\max}-n)]^T,$$

вектор измерений и матрица ковариаций

$$R_{\max}(k) = \lambda R_{\max}(k-1) + \Psi_{\max}(k)\Psi_{\max}^T(k). \quad (8)$$

Их элементы служат "строительным материалом" для любых матриц и векторов в выражении (4) из диапазона (7).

Для такого подхода характерны следующие проблемы:

- неявная зависимость RSS от запаздывания d (4), поэтому оценка запаздывания решается методами оптимизации (градиентными, инструментальными переменными, генетическими алгоритмами и др.) или простым перебором [5–15];
- необходимость вычисления RSS по формуле (4) для диапазона (7) сопровождается большим объемом вычислений и делает нецелесообразным применение схемы РМК (1). Результирующий вектор параметров модели после оценки оптимального запаздывания d определяется не рекуррентно

$$\theta(k, d) = R^{-1}(k, d)F(k, d). \quad (9)$$

Наиболее корректным по формализации задачи текущей идентификации линейных систем с переменным запаздыванием до сих пор представляется подход, сформулированный в работе [16], где указанных проблем нет. Принципиальное отличие последнего подхода — запаздывание определяется не минимизацией квадрата ошибки модели, а при обратном Z -преобразовании (при этом ДС должна иметь структуру, представленную на рис. 1). В данной статье подход, представленный в работе [16], получил развитие и окончательное оформление.

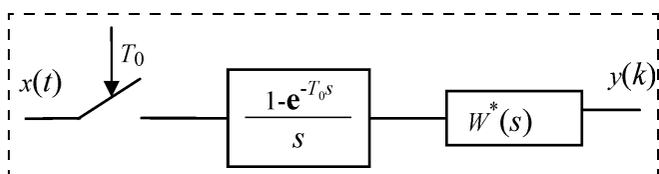


Рис. 1. Структура ДС

1. Постановка задачи

Рассматривается задача текущей идентификации ДС с переменным запаздыванием, состоящей из идеального импульсного элемента, экстраполятора нулевого порядка и непрерывной части (НЧ) (см. рис. 1).

Запаздывание относится к НЧ, передаточная функция (ПФ) которой имеет в S -области вид

$$W^*(s) = \frac{B^*(s)}{A^*(s)} e^{-\tau s} = \frac{\sum_{i=0}^p b_i^* s^i}{s^n + \sum_{i=0}^{n-1} a_i^* s^i} e^{-\tau s} = \frac{B^*(s)e^{-\tau s}}{s^{r_1-1} \prod_{i=2}^l (s-s_i)^{r_i}}, \quad (10)$$

где a_i^*, b_i^* — вещественные коэффициенты; τ — запаздывание; $s_1 = 0, s_2, \dots, s_l$ — не равные друг другу полюсы дроби (10); p, n — натуральные числа ($p < n$).

ПФ ДС в Z -области связана с ПФ НЧ прямым Z -преобразованием и имеет вид [2, 14, 15]

$$W(z) = \frac{z-1}{z} Z \left\{ \frac{W^*(s)}{s} \right\} = \frac{B(z)}{A(z)} z^{-d} = \frac{\sum_{i=0}^n b_i z^{n-i}}{z^n + \sum_{i=1}^n a_i z^{n-i}} z^{-d} = \frac{B(z)z^{-d}}{(z-1)^{r_1-1} \prod_{i=2}^l (z-z_i)^{r_i}}, \quad (11)$$

где a_i, b_i — вещественные коэффициенты (составляют элементы вектора (1) при идентификации); d, l, n, r_i — натуральные числа ($d \geq 1, l \leq n, \sum r_i = n + 1$); $z_1 = 1, z_2, \dots, z_l$ — не равные друг другу полюсы дроби (11).

Поскольку в задаче идентификации определяется вектор параметров ПФ ДС, то задача оценки запаздывания τ формально сводится к обратному Z -преобразованию.

В ДС запаздывание НЧ представляется в виде целого числа интервалов квантования. Дробная часть запаздывания в модели не выделяется и учитывается в числителе ПФ ДС при модифицированном Z -преобразовании. Запаздывание представляется как [17, 18]

$$\tau = (d + m - 1)T_0 = (d - \varepsilon)T_0,$$

где $m \in [0, 1), \varepsilon \in (0, 1]$ и d — целое.

В литературе для дробной части запаздывания ("delay parameter") или параметра смещения решетчатой функции используются оба обозначения — m и ε [17–19], которые связаны между собой простым соотношением $m = 1 - \varepsilon$. Для рассматриваемой ДС при модифицированном Z -преобразовании

$$H(z) = \frac{z}{z-1} \frac{B(z)}{A(z)} = Z_\varepsilon \left\{ \frac{1}{s} \frac{B^*(s)}{A^*(s)} \right\} = Z_\varepsilon \{ H^*(s) \}$$

и при обратном модифицированном Z -преобразовании

$$H^*(s) = Z_\varepsilon^{-1}\{H(z)\}.$$

В общем случае при известном параметре смещения обратное модифицированное Z -преобразование (11) осуществляется на простых дробях (учитывая кратные и комплексно-сопряженные полюса) [15, 16]:

$$H(z) = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} \frac{G_{ji}}{(z^{-1} - z_i^{-1})^{j+1}};$$

$$H^*(s) = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} \frac{D_{ji}}{(s - s_i)^{j+1}},$$

где G_{ji} и D_{ji} — коэффициенты разложения дробно-рациональных функций на простые дроби.

Полюсы дробей связаны с полюсами соотношениями $s_i = \ln(z_i)/T_0$.

При текущей параметрической идентификации на каждом шаге самонастройки оценивается вектор параметров ПФ ДС $\theta(k)$ при уже известном запаздывании d . Параметр смещения ε не известен, а следовательно, и запаздывание τ не определено с точностью дробной части. Для модели FOLPD (First Order Lag Plus Delay — звено первого порядка с запаздыванием) попытки решения этой проблемы предпринимались в работах [6, 12, 14], однако общее решение найдено не было.

2. Оценка параметра смещения при обратном модифицированном z -преобразовании

В данной статье предлагается дополнительное уравнение для параметра ε получить из структурного свойства ПФ НЧ, которая является дробно-рациональной функцией (10), и через обратное преобразование Лапласа записать

$$L^{-1}\{H^*(s)\}|_{t=0} = h^*(+0) = 0 \quad (12)$$

(переходный процесс без учета запаздывания должен начинаться с нуля!). Последнее выразим через известные параметры $H(z)$. Для этого разложим $H(z)$ в степенной ряд

$$H(z) = \sum_{k=0}^{\infty} h_k z^{-k},$$

где коэффициенты h_k определяются как

$$h_k = \left. \frac{d^k H(z)}{d(z^{-1})^k} \right|_{z^{-1}=0} = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} (-1)^{j+1} G_{ji} C_{k+j}^k z_i^{k+j+1}.$$

Теперь представим входящее сочетание в виде

$$C_{k+j}^k = \frac{1}{j!} \sum_{q=0}^j (-1)^{q+j} S(j+1, q+1) k^q,$$

где $S(i, j)$ — числа Стирлинга первого рода [20], что позволяет перегруппировать слагаемые, не зависящие от индекса k :

$$h_k = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} \left[(-1)^{j+1} \sum_{q=j}^{r_i-1} G_{qi} \frac{S(q+1, j+1)}{q!} z_i^{q+1} \right] k^j z_i^k = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} G_{ji}^* k^j z_i^k.$$

Вместе с тем, коэффициенты h_k связаны с $H^*(s)$ соотношениями

$$h_k = L^{-1}\{H^*(s)\}|_{t=(k+\varepsilon)T_0} = h^*((k+\varepsilon)T_0) = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} D_{ji} \frac{[(k+\varepsilon)T_0]^j}{j!} z_i^k + \varepsilon,$$

которые можно переписать в виде

$$h_k = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} \left[z_i^\varepsilon \sum_{q=j}^{r_i-1} D_{qi} \frac{C_q^j}{q!} T_0^q \varepsilon^{q-j} \right] k^j z_i^k = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} G_{ji}^* k^j z_i^k.$$

2.1. Первый результат: уравнение относительно неизвестного параметра смещения

Поскольку $h_k = h^*((k+\varepsilon)T_0)$, то формально для (12) можно записать $h^*(0) = h_{-\varepsilon}$, или

$$F(\varepsilon) = \sum_{i=1}^l \sum_{j=0}^{r_i-1} G_{ji}^* (-\varepsilon)^j z_i^{-\varepsilon} = 0. \quad (13)$$

Итак, получено дополнительное трансцендентное уравнение, связывающее известные параметры ПФ ДС с неизвестным значением параметра смещения ε . Уравнение решается численными методами.

В частном случае для инерционного звена первого порядка с запаздыванием (FOLPD) можно получить явную зависимость

$$\varepsilon = -\ln \left(\frac{b_0 + b_1}{b_1 - a_1 b_0} \right) \Big/ \ln(-a_1), \quad (14)$$

а в случае, когда числитель дроби (9) представлен в виде

$$B^*(s) = \sum_{i=0}^{n-p-1} b_i^* s^i, \quad p < n,$$

будет справедливо условие $h^{(p)}(+0) = 0$ или $F^{(p)}(\varepsilon) = 0$.

2.2. Примеры обратного модифицированного Z-преобразования при неизвестном параметре смещения

Рассмотрим ПФ ДС третьего порядка

$$W(z) = \frac{0,0498 - 0,0096z^{-1} - 0,0271z^{-2} - 0,0089z^{-3}}{1 - 2,0836z^{-1} + 1,4214z^{-2} - 0,3159z^{-3}} z^{-1}.$$

На рис. 2, а представлен график функции $F(\varepsilon)$ в интервале (0, 1]. Параметр смещения определен численно по формуле (13) как $\varepsilon = 0,6$ при $T_0 = 2$. Соответствующая ПФ НЧ после обратного модифицированного Z-преобразования и построения рациональной дроби в S-области имеет порядок 2/3 и вид

$$W^*(s) = \frac{8s^2 + 6s + 1}{210s^3 + 121s^2 + 20s + 1} e^{-0,8s}.$$

Рассмотрим еще одну ПФ ДС третьего порядка:

$$W(z) = \frac{0,0002 + 0,0092z^{-1} + 0,0117z^{-2} + 0,0008z^{-3}}{1 - 2,0836z^{-1} + 1,4214z^{-2} - 0,3159z^{-3}} z^{-1}.$$

На рис. 2, б представлены графики функций $F(\varepsilon)$, $F^{(1)}(\varepsilon)$ и $F^{(2)}(\varepsilon)$ в интервале (0, 1]. Параметр смещения определен численно из условия $F^{(2)}(\varepsilon) = 0$ как $\varepsilon = 0,3$ при $T_0 = 2$. Соответствующая ПФ НЧ после обратного модифицированного Z-преобразования и построения рациональной дроби в S-области имеет порядок 0/3 и вид

$$W^*(s) = \frac{1}{210s^3 + 121s^2 + 20s + 1} e^{-1,4s}.$$

3. Алгоритм идентификации

Предлагаемый алгоритм идентификации основан на вычислительной схеме (1)–(9). Для применения в этой схеме уравнения относительно неизвестного параметра смещения (13) сформулируем пять важных допущений.

3.1. Допущения при оценке параметра смещения при идентификации

1. Уравнение (13) имеет как минимум один действительный корень.
2. Если запаздывание d модели задано корректно, то по определению параметра смещения ε соответствующий корень уравнения (13) принадлежит интервалу (0, 1], а соответствующее запаздыванию d значение $RSS(k, d)$ (4) близко к минимальному.
3. Если корень уравнения (13) принадлежит интервалу (0, 1], то можно продолжать применение схемы РМНК (1) без изменений.
4. Уравнение (13) может не иметь решений на интервале (0, 1] — это означает, что запаздывание d задано некорректно.
5. Если применяется вычислительная схема РМНК, то она приводится (корректируется) к новому значению запаздывания d_{new} , минимизирующе-

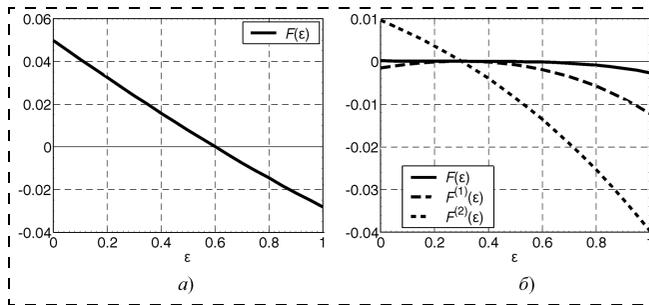


Рис. 2. Функция $F(\varepsilon)$ на интервале (0, 1]:
а — ПФ НЧ порядка 2/3; б — ПФ НЧ порядка 0/3

щему RSS и обеспечивающему принадлежность ε интервалу (0, 1]:

$$P(k, d_{new}) = R^{-1}(k, d_{new});$$

$$\theta(k, d_{new}) = P(k, d_{new})F(k, d_{new}).$$

Теперь определим схему вычисления запаздывания d_{new} .

3.2. Второй результат: рекуррентное уравнение для запаздывания ДС

Приведем пример идентификации с переменным запаздыванием. На рис. 3 представлены входной и выходной сигналы. Исходная модель "объекта управления" имеет вид FOLPD:

$$W^*(s) = \frac{1}{50s + 1} e^{-53,6s}, T_0 = 8;$$

$$W(z) = \frac{0,0469 + 0,1010z^{-1}}{1 - 0,8521z^{-1}} z^{-7}, \quad (15)$$

переходный процесс представлен на рис. 4, а. По 2000-й такт запаздывание не изменялось.

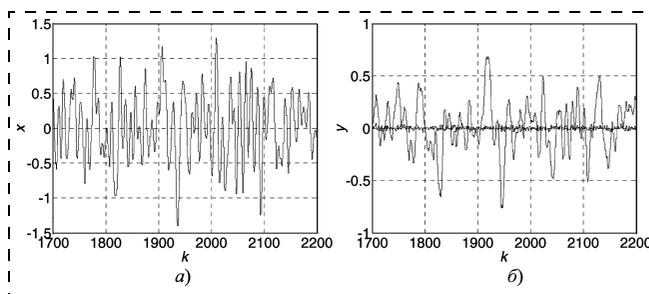


Рис. 3. Входной сигнал (а) и выходной сигнал и шум (б)

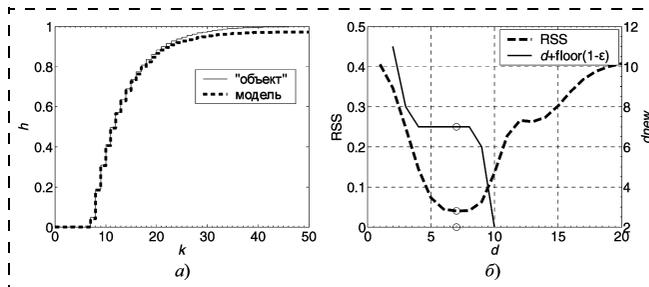


Рис. 4. Построение модели на такте $k = 2000$:
а — переходный процесс; б — сопоставление методов

"Неизвестное" запаздывание d будем искать в диапазоне $1 \leq d_m \leq 20$. Сформируем к 2000-му такту при $\lambda = 0,99$ матрицу $R_{\max}(2000)$, вектор $F_{\max}(2000)$ и скаляр $s_y(2000)$, используя условие (7) и формулы (8). Вычисляем $\theta(2000, d_m) = [b_0 \ b_1 \ a_1]^T = R^{-1}(2000, d_m)F(2000, d_m)$ и далее $\varepsilon(2000, d_m)$ по формуле (14). На рис. 4, б приведен график $RSS(2000, d_m)$ и график $d_{new}(2000, d_m) = d_m + \text{floor}(1 - \varepsilon(2000, d_m))$. Стандартная функция

$\text{floor}()$ возвращает наибольшее целое, которое меньше значения аргумента или равно ему. Минимум RSS достигается при $d_m = 7$, а d_{new} сопровождается некоторой "полочкой" $d_{new} = 7$ в окрестности $d_m = 7(4...9)$.

"Полочка", сопровождающая искомое запаздывание, и демпфирование самонастройки (задаваемое фактором забывания λ), ограничивающее скорость перемещения "полочки" вслед за запаздыванием объекта, позволили нам сделать предположение, которое формализуется рекуррентным уравнением

$$d(k) = d(k - 1) + \text{floor}(1 - \varepsilon(k, d(k - 1))). \quad (16)$$

На 2001-м такте запаздывание изменяется на $3T_0$ ($\Delta\tau = 3T_0, \Delta d = 3$). На рис. 5, а представлены оценки запаздывания модели d по минимуму RSS и по формуле (16). На рис. 5, б представлены оценки параметра смещения ε , звездочкой отмечены точки коррекции запаздывания (и вычислительной схемы РМНК). Оба подхода справились с изменением запаздывания примерно через 80 тактов самонастройки. Отметим, что коррекция d и вычислительной схемы РМНК была проведена 5 раз (+1; -1; +1; +1; +1).

Если же на 2001-м такте запаздывание изменяется на $5T_0$ ($\Delta\tau = 5T_0, \Delta d = 5$), то при прочих равных условиях минимизация RSS на интервале тактов 2080...2125 дает значительно худшие результаты. На рис. 6, а представлены оценки запаздывания модели d по минимуму RSS и по результатам тестирования ε , на рис. 6, б — оценки ε , на рис. 7, а приведено сопоставление RSS, на рис. 7, б — оценки постоянной времени модели (напомним, $T_{\text{объекта}} = 50$). Так, на такте 2100, следуя алгоритму коррекции запаздывания (16), ПФ ДС равна

$$W(z) = \frac{0,0815105 + 0,022461z^{-1}}{1 - 0,858387z^{-1}} z^{-12},$$

и ей соответствует ПФ НЧ

$$W^*(s) = \frac{0,734195}{52,3903s + 1} e^{-89,8347s}$$

(запаздывание τ в ПФ НЧ "объекта" на этом такте равно 93,6). А вот по минимизации RSS ПФ ДС равна

$$W(z) = \frac{0,217258 - 0,185385z^{-1}}{1 - 0,923884z^{-1}} z^{-14},$$

и ей не может соответствовать ПФ НЧ, представленная звеном первого порядка с запаздыванием. При любом $\varepsilon \in (0, 1]$ результатом обратного модифицированного Z -преобразования формально является неминимально-фазовое звено с запаздыванием. На рис. 8, а представлено расхождение решений по запаздыванию d на такте 2100. Отметим, что при ка-

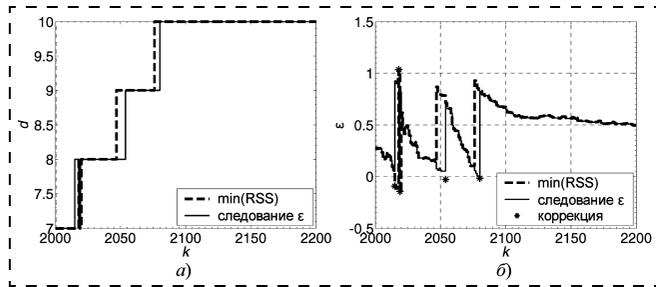


Рис. 5. Сопоставление методов при $\Delta d = 3$: а — оценка запаздывания d ; б — оценка параметра смещения ε

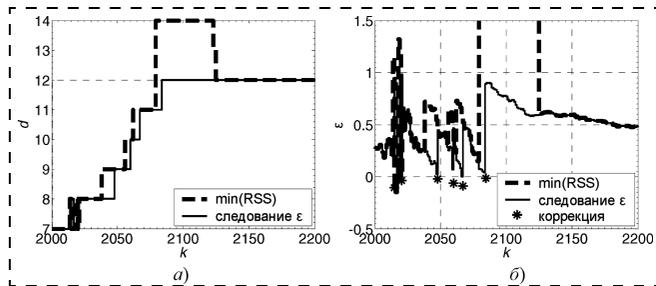


Рис. 6. Сопоставление методов при $\Delta d = 5$: а — оценка запаздывания d ; б — оценка параметра смещения ε

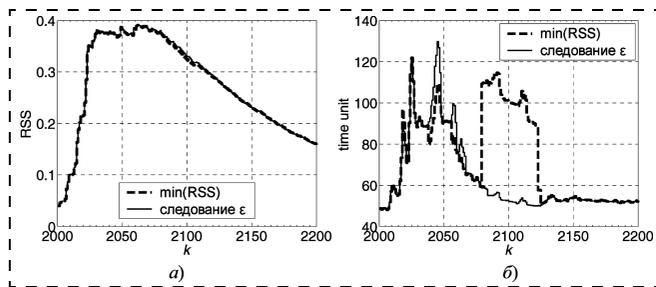


Рис. 7. Сопоставление методов при $\Delta d = 5$: а — RSS; б — постоянная времени модели

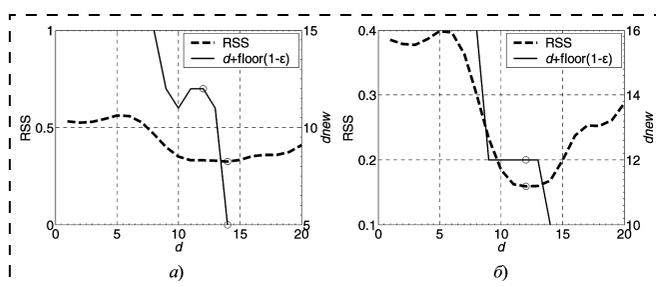


Рис. 8. Сопоставление методов при $\Delta d = 5$, RSS и коррекция запаздывания: а — $k = 2100$; б — $k = 2200$

качественном расхождении моделей отличия в значении RSS находятся в пределах 1,5 %.

После такта $k = 2125$ оба подхода опять дают одинаковый результат (рис. 8, б).

Итак, на примере мы показали, что в алгоритме самонастройки изменение параметра смещения ε позволяет, не только качественно, но даже и количественно отслеживать изменение запаздывания d по рекуррентному уравнению (16).

Как уже отмечалось, запаздывание d во многом определяет сходимость вычислительной схемы (1)–(9). Для применения в этой схеме уравнения (16) сформулируем еще два допущения.

3.3. Дополнительные допущения по сходимости алгоритма идентификации

6. Запаздывание $d(k)$, вычисленное по соотношению (16) в алгоритмах самонастройки с фактором забывания, сходится к значению текущего запаздывания объекта управления и обеспечивает сходимость оценок вектора параметров $\theta(k, d)$.

7. Компенсацию значительного отклонения решения уравнения (13) ε от интервала $(0, 1]$ можно осуществить в несколько шагов самонастройки, т. е. возможно задать ограничение на изменение запаздывания по формуле (16).

Итак, предлагаемый алгоритм идентификации ДС с переменным запаздыванием, структура которой представлена на рис. 1, может быть формализован следующим образом: к вычислительной схеме (1)–(9) добавляются уравнения (13), (16) при сформулированных выше семи допущениях.

4. Вычислительный эксперимент

В дополнение к представленному выше примеру идентификации модели FOLPD увеличим порядок модели и усложним схему изменения запаздывания. На рис. 9 представлены результаты вычислительного эксперимента, где запаздывание τ в "объекте управления" с ПФ НЧ третьего порядка

$$W^*(s) = \frac{8s^2 + 6s + 1}{210s^3 + 121s^2 + 20s + 1} e^{-\tau s}$$

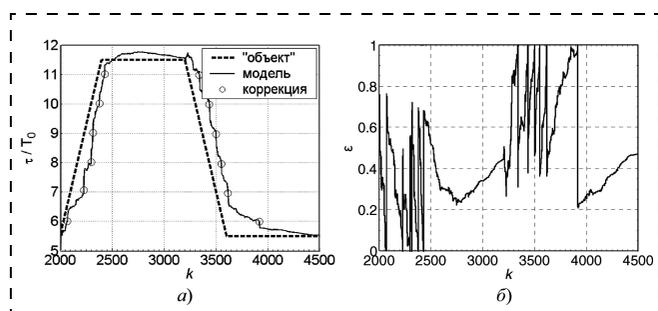


Рис. 9. Результаты вычислительного эксперимента: а — запаздывание "объекта" и его оценка; б — оценка параметра смещения ε

изменялось от $5,5T_0$ до $11T_0$ (при $T_0 = 2$). На рис. 9, а представлена схема изменения запаздывания "объекта" τ и результат его оценки, приведенные к интервалу квантования T_0 . Также обозначены точки перестройки, вычислительной схемы. На рис. 9, б приведена оценка параметра смещения.

Заключение

- Предложен алгоритм идентификации объектов управления с переменным запаздыванием, описываемых дискретной системой, состоящей из идеального импульсного элемента, экстраполятора нулевого порядка и линейной непрерывной части, к которой относится переменное запаздывание. Основу алгоритма составляет анализ оценки параметра смещения при обратном модифицированном Z-преобразовании. Получено уравнение для оценки неизвестного параметра смещения.
- Запаздывание ДС d в алгоритме рекуррентно пересчитывается и не требует вычислительных затрат на решение задачи оптимизации.
- Алгоритм может применяться как альтернатива алгоритмам на основе минимизации RSS либо дополнять их тестированием построенной модели.
- Для алгоритма эффективно применение вычислительной схемы РМНК (1). Перестройка вычислительной схемы к новому значению d осуществляется по результату тестирования текущего вектора θ на принадлежность параметра смещения ε ПФ ДС интервалу $(0, 1]$.
- Алгоритм позволяет оценивать запаздывание НЧ τ .
- Алгоритм не накладывает дополнительных ограничений на синтез систем управления и может применяться в замкнутом контуре [16].
- Алгоритм достаточно прост в реализации и не требует дополнительных ресурсов. Решение уравнения (13) методом Ньютона осуществляется за 2...3 итерации, если в качестве начального $\varepsilon(k)$ принимается $\varepsilon(k-1)$.
- Безусловно, существует вероятность того, что уравнение (13) будет иметь иные корни, которые будут уводить "не в том направлении", заиклять или даже разрушат вычислительную схему. Вычислительными экспериментами такие ситуации удавалось смоделировать большими ($>10T_0$) скачками по запаздыванию при сильной зашумленности выхода. Кроме того, хотелось бы избежать громоздкого формирования "строительного материала" (7), (8). Все это составляет предмет дальнейших исследований алгоритма.

Список литературы

1. Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя: Пер. с англ. / Под ред. Я. З. Цыпкина. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 432 с.
2. Изерман Р. Цифровые системы управления / Пер. с англ. М.: Мир, 1984. 541 с.

3. **Richard J. P.** Time-delay systems: an overview of some recent advances and open problems // *Automatica*. 2003. V. 39. P. 1667—1694.
4. **Björklund S.** A survey and comparison of time-delay estimation methods in linear systems. PhD thesis, Division of Automatic Control, Department of Electrical Engineering, Linköping, Sweden, 2003.
5. **O'Dwyer A.** Time delayed process model parameter estimation: a classification of techniques // *Proc. of UKACC International Conference on Control 2000*, Cambridge, England, 2000. September 4—7.
6. **Roe J., Gao R., O'Dwyer A.** Identification of a time-delayed process model using an overparameterisation method // *Proc. of the China-Ireland International Conference on Information and Communications Technologies (СИСТ)*, DCU, August 2007.
7. **Торгашов А. Ю.** Адаптивный идентификатор переменного технологического запаздывания // *Тр. VII Междунар. конф. "Идентификация систем и задачи управления SICPRO'08"*. М.: Институт проблем управления, 2008. С. 185—191.
8. **Каргашов В. Я., Сахнин Д. Ю.** Структурно-параметрическая идентификация дискретных моделей объектов с запаздыванием для настройки регуляторов Смита // *Управление, вычислительная техника и информатика. Известия Томского политехнического университета*. 2007. Т. 311. № 5. С. 19—23.
9. **Yang Z.-J., Hachino T., Tsuji T.** On-line identification of continuous time-delay systems combining least-squares techniques with a genetic algorithm // *International Journal of Control*. 1997. V. 66 (1). P. 23—42.
10. **Bedoui S., Ltaief M., Abderrahim K.** Representation of linear time delay systems: multimodel approach // *International Journal of Sciences and Techniques of Automatic control & computer engineering IJ-STA*, June 2012. V. 6 (1). P. 1692—1705.
11. **De la Sen M.** Robust adaptive control of linear time-delay systems with point time-varying delays via multiestimation // *Applied mathematical modeling*. 2009. V. 33 (2). P. 959—977.
12. **Ren X. M., Rad A. B., Chan P. T., Lo W. L.** Online identification of continuous-time systems with unknown time delay // *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2005. V. 50 (9). P. 1418—1422.
13. **Orlov Y., Belkoura L., Richard J. P., Dambrine M.** Adaptive identification of linear time-delay systems // *International Journal on Robust and Nonlinear Control*. 2003. V. 13 (9). P. 857—872.
14. **Wong K. Y., Bayoumi M. M.** A self-tuning control algorithm for systems with unknown time delay // *Proc. IFAC Identification and System Parameter Estimation Conference*. 1982. P. 1193—1198.
15. **Kaur D., Dewan L.** Identification of delayed system using instrumental variable method // *Journal of Control Theory and Applications*. 2012. V. 10 (3). P. 380—384.
16. **Ахметсафин Р. Д., Брейкин Т. В., Куликов Г. Г., Файзуллин А. Н.** Идентификация параметров управляемого объекта с запаздыванием в замкнутом контуре // *Известия академии наук. Теория и системы управления*. 1999. № 3. С. 38—43.
17. **Цыпкин Я. З.** Теория линейных импульсных систем. М.: Физматгиз, 1963.
18. **Джури Э.** Импульсные системы автоматического регулирования: Пер. с англ. М.: Физматгиз, 1963. 455 с.
19. **Остром К., Виттенмарк Б.** Системы управления с ЭВМ: Пер. с англ. М.: Мир, 1987. 480 с.
20. **Линский В.** Комбинаторика для программистов: Пер. с польск. М.: Мир, 1988. 213 с.

УДК 62.505

Ф. А. Алекперли, д-р техн. наук, проф., зав. каф.,
fazlf_50@mail.ru,
Сумгаитский государственный университет,
Азербайджан, г. Баку,
М. А. Шабанов, аспирант,
mamed83@yahoo.com, Университет Одлар Юрду,
Азербайджан, г. Баку

Автоматическая структурная идентификация динамических объектов на основе сравнительного анализа типовых переходных характеристик

Предлагаются алгоритмы автоматической идентификации структуры объектов по их переходным характеристикам на основе анализа их взаимоотношений.

Ключевые слова: автоматическая идентификация структуры, переходная характеристика, передаточная функция, модель объекта управления

Введение

Важнейшим этапом проектирования автоматических систем является идентификация динамических моделей управляемого объекта. В инженерной практике в качестве модели объекта управления часто используются передаточные функции. Среди методов идентификации передаточных функций

особое место занимают графоаналитические методы, использующие переходные характеристики (кривые разгона) объекта. Последние находятся, как правило, из переходной характеристики (кривой разгона) объекта, представляющей собой график изменения выходной (регулируемой) переменной при подаче на вход ступенчатого воздействия.

Графоаналитические методы, рассчитанные на ручное выполнение процедуры идентификации, позволяют оценивать параметры передаточной функции при известной ее структуре. Структура передаточной функции определяется по виду переходной характеристики (для объектов первого и второго порядка) или с помощью специальных таблиц (для объектов выше второго порядка).

Вопросам идентификации динамических объектов управления посвящены известные книги Д. Гроппа, А. Сэйджа и Дж. Л. Мелсы, Л. Льюнга, Я. З. Цыпкина, Н. С. Райбмана, Ш. Е. Штейнберга, В. Я. Ротача и др. (см., например, [1]), многочисленные учебные издания (см., например, [2—7]) и статьи (см., например, [8—10]).

В данной статье предлагается алгоритм автоматической идентификации структуры объекта регулирования, подключенного к вычислительному устройству (ВУ), например, компьютеру или контроллеру по каналам измерения и управления. Предполагается, что каналы объекта могут иметь одну из следующих переходных характеристик с запаздыванием: скачкообразную, линейно возрастающую, монотонно выпуклую вверх, монотонно выпуклую вниз,

монотонную с точкой перегиба (S-образную) и колебательную.

Автоматическая идентификация структуры каналов объекта регулирования состоит из следующих этапов:

- сбор и обработка информации о переходных характеристиках каналов объекта регулирования;
- структурная идентификация (определение типа канала объекта).

Сбор и обработка информации о переходной характеристике

Идентификация начинается со сбора информации. Для этого ВУ подает пробный сигнал на вход выбранного канала объекта в виде единичной ступенчатой функции скачка и получает с выхода этого же канала информацию о переходной характеристике канала в виде последовательности чисел, накопленных с интервалом T :

$$\bar{Y} = (\bar{y}[0], \bar{y}[T], \bar{y}[2T], \dots, \bar{y}[iT]).$$

Поскольку измерение сопровождается шумами, необходима фильтрация данных. Фильтрация должна быть оперативной, так как требуется автоматическое определение конца сбора информации в реальном масштабе времени. Можно использовать различные цифровые фильтры, такие как "скользящее усреднение", "экспоненциальное сглаживание", "интегральные преобразования" и т. д. [5]. Экспериментальные исследования показали, что в целях оперативной фильтрации наиболее подходящим является фильтр с дискретной передаточной функцией [7]

$$W(z) = \frac{b}{1 - \sum_{j=1}^m a_j z^{-j}}, \quad b + \sum_{j=1}^m a_j = 1,$$

где b, a_j — константы; m — порядок фильтра.

Повышение значения параметра m , являющегося фактически шириной окна фильтра, с одной стороны, увеличивает степень деформации динамической части переходной характеристики, с другой стороны, намного лучше сглаживает установившуюся часть, что очень важно для определения конца сбора информации. Сбор информации продолжается до выполнения следующих условий [7]:

$$|\bar{y}[iT] - 2\bar{y}[(i+1)T] + \bar{y}[(i+2)T]| \leq \varepsilon,$$

$$|\bar{y}[(i+1)T] - 2\bar{y}[(i+2)T] + \bar{y}[(i+3)T]| \leq \varepsilon,$$

⋮

$$|\bar{y}[(i+l)T] - 2\bar{y}[(i+l+1)T] + \bar{y}[(i+l+2)T]| \leq \varepsilon.$$

$l > 1$ — целое, а ε — малое число, определяемое исследователем предварительно.

В память ВУ первичная информация о переходной характеристике канала записывается в неотфильтрованном виде $\bar{Y} = (\bar{y}[0], \bar{y}[T], \dots, \bar{y}[iT])$. Над этой последовательностью осуществляются следующие операции [7]:

- в целях наилучшего отслеживания переходной характеристики системы для фильтрации последовательности Y предлагается использовать фильтр "скользящее усреднение", в результате чего получается последовательность отфильтрованных чисел $\tilde{Y} = (\tilde{y}[0], \tilde{y}[T], \dots, \tilde{y}[iT])$ в абсолютных значениях выходной переменной объекта;
- с помощью выражения $\Delta\tilde{y}[kT] = \tilde{y}[kT] - \tilde{y}[0]$, $k = 0, 1, \dots, i$, из последовательности \tilde{Y} получается последовательность $\Delta\tilde{Y} = (\Delta\tilde{y}[0], \Delta\tilde{y}[T], \dots, \Delta\tilde{y}[iT])$ в приращениях;
- с помощью выражения $\delta\tilde{y}[kT] = \frac{\Delta\tilde{y}[kT]}{\Delta x}$, $k = 0, 1, \dots, i$, из последовательности $\Delta\tilde{Y}$ получается последовательность $\delta\tilde{Y} = (\delta\tilde{y}[0], \delta\tilde{y}[T], \dots, \delta\tilde{y}[iT])$, приведенная в единичную ступенчатую функцию. Δx — значение входного ступенчатого сигнала;
- с помощью выражения $\hat{y}[kT] = \frac{\tilde{y}[kT]}{\tilde{y}[iT]}$, $k = 0, 1, \dots, i$, последовательность $\delta\tilde{Y}$ нормируется и получается последовательность $\hat{Y} = (\hat{y}[0], \hat{y}[T], \dots, \hat{y}[iT])$;
- запаздывание канала определяется выражением $\tau = (\lambda - 1)T$, где λ — число "нулевых" элементов в начале последовательности \hat{Y} , удовлетворяющих условию

$$\hat{y}[jT] \leq \sigma, \quad j = 1, 2, \dots, \lambda,$$

где σ — предварительно определяемое малое число.

Из начала последовательности \hat{Y} удаляются элементы $\hat{y}[0], \hat{y}[T], \dots, \hat{y}[(\lambda - 1)T]$, и получается окончательная последовательность

$$Y = (y[0], y[T], y[2T], \dots, y[rT]) \quad (1)$$

путем установления следующего соответствия между элементами последовательностей Y и \tilde{Y} :

$$y[0] = \tilde{y}[\lambda T];$$

$$y[T] = \tilde{y}[(\lambda + 1)T];$$

$$y[2T] = \tilde{y}[(\lambda + 2)T];$$

⋮

$$y[rT] = \tilde{y}[iT].$$

Идентификация структуры канала объекта регулирования

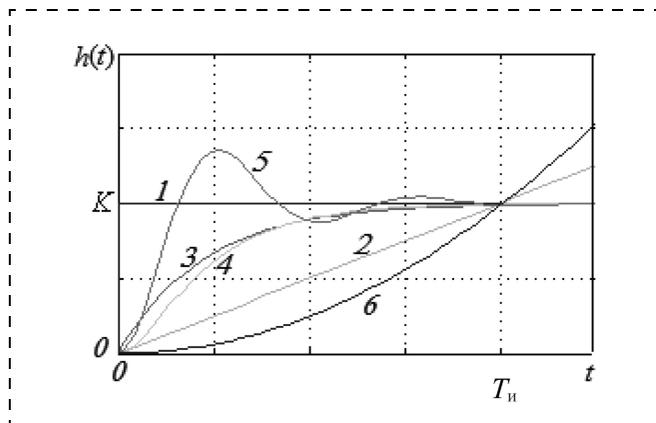
Целью идентификации структуры объекта является определение вида его передаточной функции, соответствующей переходной характеристике канала управления объектом. Идея структурной идентификации основывается на анализе соотношений типовых переходных характеристик, отвечающих типовым звеньям автоматических систем: пропорциональному, апериодическому, колебательному и др. На рисунке представлены данные типовые характеристики: устойчивых объектов они достигают установившегося значения K за время $T_{и}$, а для неустойчивых — пересекают уровень K в момент времени $T_{и}$.

Как видно из рисунка, они имеют следующие взаимоотношения:

- переходная характеристика, выпуклая вверх, (кривая 3) находится между ступенчатой (прямая 1) и линейно возрастающей (прямая 2) переходными характеристиками в интервале $(0, T_{и})$;
- переходная характеристика, выпуклая вниз, (кривая 6) находится ниже ступенчатой (прямая 1) и линейно возрастающей (прямая 2) переходных характеристик в интервале $(0, T_{и})$;
- переходная характеристика с точкой перегиба (кривая 4), всегда находясь ниже ступенчатой переходной характеристики (прямая 1), в начале интервала $(0, T_{и})$ находится ниже линейно возрастающей переходной характеристики (прямая 2), а затем — выше нее;
- колебательная переходная характеристика (кривая 5) только в начальном моменте находится ниже линейно возрастающей переходной характеристики (прямая 2), затем — выше нее и колеблется вокруг ступенчатой переходной характеристики (прямая 1).

В работе [6] доказано, что указанные взаимоотношения переходных характеристик не зависят от параметров соответствующих передаточных функций.

Отметим, что по значению $y[rT]$ можно восстановить последовательности, соответствующие сту-



Геометрическое представление взаимоотношений типовых переходных характеристик

пенчатой (прямая 1) и линейно возрастающей (прямая 2) переходными характеристиками:

$$Y_1 = (y_1[0], y_1[T], y_1[2T], \dots, y_1[rT]),$$

$$y_1[iT] = y_1[rT], i = 0, 1, \dots, r; \quad (2)$$

$$Y_2 = (y_2[0], y_2[T], y_2[2T], \dots, y_2[rT]),$$

$$y_2[iT] = \frac{i}{r} y_2[rT], i = 0, 1, \dots, r. \quad (3)$$

С использованием взаимоотношения переходных характеристик методом исключения осуществляется структурная идентификация в следующем порядке:

1. Проверяется условие $|Y - Y_1| \leq \sigma$, выполнение которого означает, что канал имеет ступенчатую переходную характеристику, т. е. выбирается передаточная функция пропорционального звена.

2. Проверяется условие $|Y - Y_2| \leq \sigma$, выполнение которого означает, что канал имеет линейно возрастающую переходную характеристику, т. е. выбирается передаточная функция интегрирующего звена.

3. Кроме начального и конечного значений последовательностей (1)–(3) проверяется условие $Y_1 + \sigma \geq Y \geq Y_2 - \sigma$. Выполнение условия означает, что канал имеет монотонную выпуклую вверх переходную характеристику, т. е. выбирается передаточная функция апериодического звена первого порядка.

4. Кроме начального и конечного значений последовательностей (1)–(3) проверяются условия $Y_1 + \sigma \geq Y$ и $Y_2 + \sigma \geq Y$. Выполнение условий означает, что канал имеет монотонную выпуклую вниз переходную характеристику, т. е. выбирается передаточная функция инерционно-интегрирующего звена.

5. Кроме начального и конечного значений последовательностей (1)–(3) проверяются условия: $Y_1 + \sigma \geq Y$; $Y_2 + \sigma \geq Y$ — в первой и $Y \geq Y_2 - \sigma$ — в остальных частях последовательностей (1) и (3). Выполнения условий означает, что канал имеет S-образную переходную характеристику. Порядок и вид модели определяются итеративно, начиная с передаточной функции апериодического звена второго порядка на этапе параметрической идентификации.

6. Проверяется условие $Y \geq Y_2 - \sigma$ и колебательность Y вокруг Y_1 , выполнение которых означает, что канал объекта имеет колебательную переходную характеристику. Порядок и вид модели определяются итеративно, начиная с передаточной функции колебательного звена на этапе параметрической идентификации.

7. Канал объекта имеет переходную характеристику, отличную от выше рассмотренных характеристик.

Экспериментальное исследование алгоритма

Предложенный алгоритм автоматической идентификации структуры объекта прошел компьютерное и лабораторное испытания.

Компьютерное испытание проводили с помощью специальной программы на языке TurboBASIC. В качестве идентифицируемого объекта использована передаточная функция

$$W(s) = \frac{1}{a_4s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0}$$

Задавая различные значения параметрам, получили передаточные функции желаемого объекта до 4-го порядка, в том числе и передаточные функции элементарных звеньев. Получены зашумленные с помощью генератора случайных чисел переходные характеристики в виде последовательности чисел и определены их типы. В табл. 1 приводится фрагмент из многочисленных результатов компьютерного испытания. Точность структурной идентификации зависит от значения ξ/σ , где ξ — уровень шума. Как видно из табл. 1, при 0/0 отношении ξ/σ точность высокая (строки 1—11), кроме строки 12. Несмотря на то, что характеристическое уравнение

$$4800s^4 + 1080s^3 + 376s^2 + 32s + 1 = 0$$

имеет пару комплексных корней, переходная характеристика имеет S-образный вид. Поэтому характеристика оценивается как S-образная при низких значениях ξ/σ (строки 11 и 15) и как апериодическое звено 1-го порядка с запаздыванием при единичном значении ξ/σ (строки 16—18). Передаточная функция

$$W(s) = \frac{1}{4800s^4 + 1080s^3 + 376s^2 + 32s + 1}$$

Таблица 1

Результаты структурной идентификации при компьютерном испытании

№ стр.	ξ/σ	a_4	a_3	a_2	a_1	a_0	Определяемый тип переходной характеристики
1	0/0	0	0	0	0	1	Пропорциональная
2	0/0	0	0	0	10	0	Интегрирующая
3	0/0	0	0	0	10	1	Апериодическая 1-го порядка
4	0/0	0	0	5	1	0	Инерциально-интегрирующая
5	0/0	0	0	10	20	1	Апериодическая 2-го порядка
6	0/0	0	0	10	2	1	Колебательная
7	0/0	0	50	110	25	1	S-образная
8	0/0	0	50	20	7	1	Колебательная
9	0/0	20	54	22	7	1	Колебательная
10	0/0	20	90	112	25	1	S-образная
11	0/0	200	90	40	7	1	Колебательная
12	0/0	4800	1080	376	32	1	S-образная
13	0,01/0,05	0	0	5	1	0	Интегрирующая
14	0,01/0,05	0	0	10	20	1	Апериодическая 1-го порядка
15	0,01/0,05	4800	1080	376	32	1	S-образная
16	0,05/0,05	0	0	5	1	0	Интегрирующая
17	0,05/0,05	0	0	10	20	1	Апериодическая 1-го порядка
18	0,05/0,05	4800	1080	376	32	1	Апериодическая 1-го порядка

аппроксимируется передаточной функцией

$$W_1(s) = \frac{1}{26s + 1} e^{-8s},$$

т. е. потери порядка компенсируются запаздыванием. В качестве критерия адекватности использован показатель близости (отклонения) исходной и аппроксимирующей переходных характеристик, определяемый выражением $\eta = \frac{\Delta c}{C} 100\%$. Здесь C и Δc

$$C = \int_0^{T_n} y_i(t) dt \text{ и } \Delta c = \int_0^{T_n} |y_i(t) - y_a(t)| dt, \text{ где } y_i(t), y_a(t) \text{ — соответственно}$$

исходная и аппроксимирующая переходные характеристики. Для приведенного примера $T_n = 120$ с и $\eta = 5,2\%$.

Лабораторное испытание алгоритма прошло на гибридной системе, состоящей из компьютера и аналогового устройства СУЛ-3. Устройство СУЛ-3 разработано Московским институтом электронной техники и предназначено для исследования линейных и нелинейных систем автоматического регулирования. Устройство позволяет получать только переходные характеристики типовых звеньев в качестве объекта. Компьютер и устройство СУЛ-3 подключены между собой с помощью аналого-цифрового (АЦП) и цифроаналогового (ЦАП) преобразователей. Линейная САР состоит из ПИД регулятора и объекта. Объект представляет собой последова-

$$\text{тельность } \frac{K_0}{T_{01}s + 1} \text{ и } \frac{1}{T_{02}s + 1} \text{ или } \frac{K_0}{T_{01}s + 1} \text{ и } \frac{1}{T_{02}s},$$

выбор которой осуществляется тумблером; $K_0 = 10$ — постоянный коэффициент; T_{01} и T_{02} — постоянные времена, каждый из которых самостоятельно может получить дискретные значения 0; 0,01; 0,02; 0,05; 0,1; 0,25; 0,5; 1 с. С помощью датчика случайного сигнала можно подавать на вход объекта случайный сигнал u_s на отрезке $[0, 1]$, который суммируется регулирующим сигналом. С помощью выбора одной из последовательностей и подбора числовых значений параметров T_{01} и T_{02} возможно иметь объект с передаточной функцией любого элементарного звена, кроме дифференцирующего. Для получения колебательного звена местная обратная связь должна быть включенной, а параметры T_{01} и T_{02} — иметь значения, отличные от нуля. Диапазон рабочего напряжения устройства — от -10 до $+10$ В. Результаты измерения приводились к безразмерной единице делением на 10.

Испытание алгоритма структурной идентификации проведено следующим образом: отключена главная обратная связь; в части регулятора установлен пропорциональный регулятор с единичным коэффициентом усиления. При различных

Результаты структурной идентификации при лабораторном испытании

u_s/σ	T_{01}	T_{02}	Положение тумблеров		Заданный тип звена	Определяемый тип звена
			T2	T3		
0/0,01	0	0	Вниз	Вниз	Пропорциональное	Пропорциональное
0/0,01	0	0,5	Вниз	Вверх	Интегрирующее	Интегрирующее
0/0,01	0,25	0	Вниз	Вниз	Апериодическое 1-го порядка	Апериодическое 1-го порядка
0/0,01	0,25	0,5	Вниз	Вверх	Инерциально-интегрирующее	Инерциально-интегрирующее
0/0,01	0,25	0,5	Вниз	Вниз	Апериодическое 2-го порядка	Апериодическое 2-го порядка
0/0,01	0,25	0,5	Вверх	Вниз	Колебательное	Колебательное
0/0,01	0,25	0,5	Вверх	Вверх	Колебательное	Колебательное
0,01/0,05	0	0	Вниз	Вниз	Пропорциональное	Пропорциональное
0,01/0,05	0	0,5	Вниз	Вверх	Интегрирующее	Интегрирующее
0,01/0,05	0,25	0	Вниз	Вниз	Апериодическое 1-го порядка	Апериодическое 1-го порядка
0,01/0,05	0,25	0,5	Вниз	Вверх	Инерциально-интегрирующее	Инерциально-интегрирующее
0,01/0,05	0,25	0,5	Вниз	Вниз	Апериодическое 2-го порядка	Апериодическое 2-го порядка
0,01/0,05	0,25	0,5	Вверх	Вниз	Колебательное	Колебательное
0,01/0,05	0,25	0,5	Вверх	Вверх	Колебательное	Колебательное
0,05/0,05	0	0	Вниз	Вниз	Пропорциональное	Пропорциональное
0,05/0,05	0	0,5	Вниз	Вверх	Интегрирующее	Интегрирующее
0,05/0,05	0,25	0	Вниз	Вниз	Апериодическое 1-го порядка	Апериодическое 1-го порядка
0,05/0,05	0,25	0,5	Вниз	Вверх	Инерциально-интегрирующее	Интегрирующее
0,05/0,05	0,25	0,5	Вниз	Вниз	Апериодическое 2-го порядка	Апериодическое 1-го порядка
0,05/0,05	0,25	0,5	Вверх	Вниз	Колебательное	Колебательное
0,05/0,05	0,25	0,5	Вверх	Вверх	Колебательное	Колебательное

значениях параметров T_{01} , T_{02} , случайном сигнале u_s и различных положениях тумблеров, определяющих тип объекта от ВУ, подано воздействие в виде единичной ступенчатой функции. Специальной программой на языке TurboBasic, реализующей алгоритмы автоматической идентификации структуры, определены типы звеньев. Испытания проводили практически во всех возможных вариантах. В зависимости от значений u_s/σ наблюдались ошибки идентификации чем выше значения u_s/σ , тем больше ошибок. В табл. 2 приводится фрагмент из результатов испытания.

Анализ результатов лабораторного испытания показывает, что чаще всего апериодическое звено 2-го порядка принимается как апериодическое звено 1-го порядка с запаздыванием, инерционно-интегрирующее звено — как интегрирующее звено с запаздыванием. Отметим, что устройство СУЛ-3 не имеет элемента запаздывания.

Заключение

Предложенный алгоритм, основанный на взаимоотношениях переходных характеристик, позволяет определять структуру объекта регулирования по числовой последовательности переходной характеристики, накопленной вычислительным устройством. Тем самым он может быть дополнительным инструментом для автоматизации идентификации динамических моделей объектов регулирования при проектировании систем управления непрерывными технологическими процессами.

Список литературы

1. **Льюнг Л.** Идентификация систем. Теория для пользователей. М.: Наука, 1991. 432 с.
2. **Методы** классической и современной теории автоматического управления: Учебник в 5 тт. Т. 2: Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / Под ред. К. А. Пупкова и Н. Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 646 с.
3. **Толчеев В. О., Ягодкина Т. В.** Методы идентификации линейных одномерных динамических систем: учеб. пособие. М.: МЭИ, 1997. 108 с.
4. **Семенов А. Д., Артамонов Д. В., Брюхачев А. В.** Идентификация объектов управления: учеб. пособие. Пенза: Изд-во ПГУ, 2003. 211 с.
5. **Новиков С. И.** Практическая идентификация динамических характеристик объектов управления теплоэнергетического оборудования: учеб. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. 64 с.
6. **Длигенская А. Н.** Идентификация объектов управления: учеб. пособие. Самара: СГТУ, 2009. 136 с.
7. **Алексеев А. А., Кораблев Ю. А., Шестопалов М. Ю.** Идентификация и диагностика систем: учеб. пособие. М.: Изд. центр "Академия", 2009. 352 с.
8. **Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б.** Структурно-параметрическая идентификация динамических объектов // Изв. вузов. Приборостроение. 1993. № 1. С. 33—38.
9. **Потапов В. Д., Тофан Т. А.** Автоматизированная идентификация структуры и параметров технологических объектов управления // Сб. научных трудов Донбасского ГТУ. Вып. 27. Алчевск: ДонГТУ, 2008.
10. **Ефимов С. В., Замятин С. В., Гайворонский С. А.** Структурно-параметрическая идентификация объекта управления на основе характеристик переходного процесса // Изв. ТПУ. 2010. № 5. С. 107—112.
11. **Алекперли Ф. А., Шабанов М. А.** Исследование взаимоотношений динамических характеристик элементарных звеньев в целях автоматической идентификации их типов // Естественные и технические науки. 2009. № 6. С. 515—518.
12. **Алекперли Ф. А., Шабанов М. А.** Выбор метода фильтрации данных переходной характеристики в реальном масштабе времени // Матер. VIII Всеросс. науч. конф. "Информационные технологии, системный анализ и управление". Таганрог: ЮФУ, 2010. С. 215—217.

РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

УДК 681.21

В. Х. Пшихопов, д-р техн. наук, зав. кафедрой,
pshichop@rambler.ru,

М. Ю. Медведев, д-р техн. наук, проф.,
medvmihal@gmail.com,

А. Р. Гайдук, д-р техн. наук, проф.,
gaiduk_2003@mail.ru,

Р. А. Нейдорф, д-р техн. наук, проф.,
ran_pro@mail.ru,

В. Е. Беляев, канд. техн. наук, доц.,
toe@tsure.ru,

Р. В. Федоренко, канд. техн. наук, доц.,
frontwise@gmail.com,

В. А. Костюков, канд. техн. наук, доц.,
wkost-einheit@yandex.ru,

В. А. Крухмалев, аспирант,
doc61rus@gmail.com,

Технологический институт Южного
федерального университета в г. Таганроге

Система позиционно-траекторного управления роботизированной воздухоплавательной платформой. Часть 2. Алгоритмы управления¹

Рассматривается система управления беспилотным роботизированным дирижаблем. Проводится исследование математической модели на управляемость. Предлагается система позиционно-траекторного управления на базе нелинейной многосвязной модели дирижабля высокого порядка. Адаптация системы осуществляется на основе робастных алгоритмов оценивания. Решается задача распределения избыточных каналов управления на основе критерия минимума прилагаемых управляющих усилий. Приводятся результаты экспериментальных исследований системы.

Ключевые слова: позиционно-траекторное управление, дирижабль, робастное оценивание

Введение

В части 1 статьи [1] представлена математическая модель дирижабля Lockheed-Martin P-791 на базе модели твердого тела, включающая в себя уравнения кинематики, динамики, исполнительных механиз-

¹ Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации № НШ-1557.2012.10, гранта Евросоюза "МААТ — многоуровневая транспортная система на базе стратосферных дирижаблей" в рамках Седьмой рамочной программы.

мов и баллонетов. Небольшие скорости дирижабля, сравнимые со скоростью ветра, обуславливают взаимосвязь продольного и поперечного движений дирижабля, что затрудняет использование классических подходов к синтезу систем управления летательными аппаратами [3, 4]. На рис. 1 (см. вторую сторону обложки) для дирижабля, описанного в первой части статьи [1], представлены проекции сил и моментов, действующих на дирижабль в процессе его позиционирования, и сил и моментов, обусловленных перекрестными связями между продольным и боковым движениями.

Как следует из рис. 1, для данного дирижабля некоторые перекрестные силы и моменты достигают 90 % от полных сил и моментов, что делает актуальной задачу синтеза многосвязной системы управления. Для решения поставленной задачи применяется метод позиционно-траекторного управления [5–7].

Исследование математической модели

В данной работе все математические обозначения соответствуют обозначениям, принятым в части 1 [1].

Первым этапом синтеза системы управления является исследование математической модели дирижабля на управляемость в смысле Е. С. Пятницкого [2, 8]. Определим требования к управляющим силам и моментам в установившемся режиме. Пусть желаемое движение дирижабля задается в виде некоторой векторной функции координат объекта

$$f^0(r_0^0, \Theta^0, V^0, \omega^0) = 0, \quad (1)$$

где r_0, Θ — векторы внешних координат; V, ω — векторы скоростей; 0 — нулевой вектор соответствующей размерности.

Векторы $r_0^0, \Theta^0, V^0, \omega^0$, описывающие желаемые изменения внешних и внутренних координат, определяются как решение уравнений (5), (19) (см. часть 1 [1]) при соответствующих значениях внешних воздействий и управлений. Для определения создаваемых двигателями тяг, обеспечивающих желаемое изменение векторов $r_0^0, \Theta^0, V^0, \omega^0$ дирижабля, воспользуемся указанными уравнениями (5) и (19) [1] (повторим их здесь для удобства):

$$\begin{bmatrix} r_0 \\ \Theta_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^T & 0 \\ 0 & A_\omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \omega \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \tilde{M}^{-1} \begin{bmatrix} F \\ N \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Рассмотрим порядок определения управления, обеспечивающего зависание дирижабля в точке, когда все внешние координаты постоянны, т. е. при условии

$$r_0^0 = 0, \Theta^0 = 0. \quad (4)$$

Производные по времени этих переменных равны нулю, и $\dot{r}_0^0 = 0$ и $\dot{\Theta}^0 = 0$, а матрицы $A^T = A^T(\theta) = \text{const}$ и $A_\omega = A_\omega(\Theta) = \text{const}$, поэтому из уравнения (4) следует

$$V^0 = 0, \omega_0 = 0. \quad (5)$$

В соответствии с (1)–(3) в силу (5) имеем:

$$R_a = 0, N_a = 0,$$

и уравнение (3) переходит в систему двух векторных нелинейных алгебраических уравнений

$$F_u(\delta^0) + F_T + F_a = 0; \quad (6)$$

$$N_u(\delta^0) + N_T = 0. \quad (7)$$

Решение системы уравнений (6), (7) дает компоненты вектора δ^0 управляющих воздействий α_i, β_i и $P_i, i = 1, 2, 3, 4$, т. е. направления и значения сил тяги, развиваемых маршевыми и хвостовыми двигателями, обеспечивающих удержание дирижабля в точке $r_0^0 = 0, \Theta^0 = 0$ и предотвращение его вращательных движений.

Рассмотрим прямолинейное движение дирижабля на высоте 2000 м со скоростью 10 м/с под углом -30° к оси OX_0 земной системы координат, представленное на рис. 2.

Желаемое установившееся движение дирижабля в Земной системе координат описывается выражениями

$$x_0^0 = 10t \cos(-30^\circ) = 8,66t; \quad z_0^0 = -10t \sin(-30^\circ) = 5t; \\ y_0^0 = 2000; \quad \psi^0 = -30^\circ; \quad \vartheta^0 = \text{const}, \quad \gamma^0 = 0.$$

Тогда желаемые скорости в связанной системе координат равны

$$[V_x^0 \ V_y^0 \ V_z^0 \ \omega_x^0 \ \omega_y^0 \ \omega_z^0] = [8,66 \ 0 \ 5 \ 0 \ 0 \ 0].$$

Решая систему (6), (7), находим числовые значения управляющих сил и моментов, развиваемых двигателями (табл. 1).

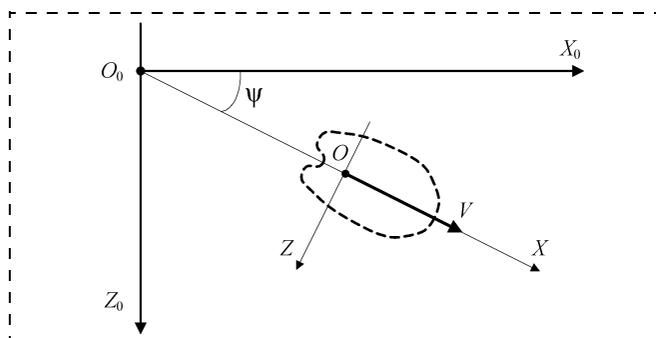


Рис. 2. Движение дирижабля вдоль прямой линии

Таблица 1

Управляющие силы и моменты при прямолинейном движении

Силы и моменты	Прямолинейное движение			
	V = 5 м/с	V = 10 м/с	V = 15 м/с	V = 20 м/с
F_x	158	601	1150	2760
F_y	1280	1060	970	840
F_z	0	0	0	0
N_x	0	0	0	0
N_y	-32	-53	-109	-238
N_z	5600	8000	11 000	17 500

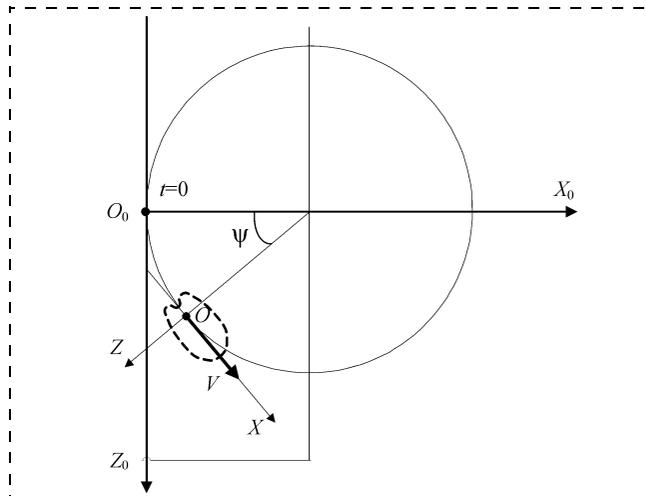


Рис. 3. Движение дирижабля вдоль окружности

Рассмотрим теперь установившееся движение дирижабля вдоль окружности радиусом 500 м на высоте 2000 м со скоростью 10 м/с (рис. 3). В этом случае дирижабль совершит полный круг за время $T = 2\pi \cdot 500/10$ с. Поэтому угловая скорость изменения курса $\psi^0(t)$ дирижабля равна

$$\frac{d\psi^0}{dt} = \frac{2\pi}{T} = \frac{2\pi}{100\pi} = 0,02 \text{ рад/с.}$$

При этом траектория движения описывается следующими выражениями:

$$x_0^0 = 500 + 500 \sin\left[-\frac{\pi}{2} + 0,02t\right]; \\ z_0^0 = 500 \cos\left(-\frac{\pi}{2} + 0,02t\right); \quad y_0^0 = 2000; \\ \psi^0 = -\frac{\pi}{2} + 0,02t; \quad \vartheta^0 = \text{const}; \quad \gamma^0 = 0.$$

Тогда вектор скоростей дирижабля в земной систем координат равен

$$[\dot{x}_0^0 \ \dot{y}_0^0 \ \dot{z}_0^0 \ \dot{\psi}_0^0 \ \dot{\vartheta}_0^0 \ \dot{\gamma}_0^0] = \\ = [10 \cos(\psi^0(t)) \ 0 \ -10 \cos(\psi^0(t)) \ 0,02 \ 0 \ 0]. \quad (8)$$

Подставляя (8) в (2), получим скорости в связанной системе координат:

$$[V_x^0 \ V_y^0 \ V_z^0 \ \omega_x^0 \ \omega_y^0 \ \omega_z^0] = [10 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0,02 \ 0].$$

Таблица 2

Управляющие силы и моменты при движении вдоль окружности

Силы и моменты	Прямолинейное движение			
	$V = 5 \text{ м/с}$	$V = 10 \text{ м/с}$	$V = 15 \text{ м/с}$	$V = 20 \text{ м/с}$
F_x	158	601	1150	2760
F_y	1280	1060	970	840
F_z	80	200	280	450
N_x	0	0	0	0
N_y	1520	3200	5000	9400
N_z	5600	8000	11 000	17 500

Решая систему (6), (7), находим при движении вдоль окружности числовые значения управляющих сил и моментов (табл. 2).

Как видно из табл. 2, при движении дирижабля вдоль окружности появляются силы и моменты, необходимые для обеспечения бокового движения. Необходимо отметить, что в переходных режимах значения сил и моментов, представленные в табл. 1 и 2, могут увеличиваться в 2–3 раза.

Применительно к математической модели дирижабля (2), (3) условия управляемости по Е. С. Пятницкому могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned} |F_{ui}(\delta)| &> |F_{Ti} + F_{Ai} + R_{ai}|; \\ |N_{ui}(\delta)| &> |N_{Ti} + N_{Ai}|; \end{aligned} \quad (9)$$

$i = x, y, z.$

При исследовании управляемых движений дирижабля неравенства (9) удобно заменить следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} |F_{ui}^*(\delta)| &> |F_{ui}(\delta)|; \\ |N_{ui}^*(\delta)| &> |N_{ui}(\delta)|; \end{aligned} \quad (10)$$

$i = x, y, z,$

где $F_{ui}^*(\delta)$, $N_{ui}^*(\delta)$ — имеющиеся в наличии силы и моменты.

На основе соотношений (10) и табл. 1, 2 проверяются условия управляемости дирижабля по Е. С. Пятницкому. В частности, для полета вдоль окружности со скоростью 10 м/с требуется в установившемся режиме около 3000 Н, что меньше имеющихся сил моментов, которые составляют 4000 Н для каждого маршевого двигателя и 800 Н — для каждого рулевого двигателя.

Для учета переходных режимов необходимо проводить моделирование движений дирижабля. Так, моделирование движения вдоль окружности со скоростью 20 м/с показывает, что для данного дирижабля в переходных режимах потребные тяги могут достигать 6000 Н вдоль оси OX , 1000 Н вдоль оси OZ и 3000 Н вдоль оси OY .

Алгоритмы управления движением

Синтез алгоритмов управления движением осуществляется на основе метода позиционно-траекторного управления подвижными объектами [9].

Маршевые двигатели имеют постоянную времени 1 с, а рулевые — 0,5 с, что на порядок меньше постоянных времени дирижабля. Это позволяет не включать уравнения двигателей в основной контур управления движением, и система управления синтезируется по уравнениям (2), (3). В соответствии с методом позиционно-траекторного управления [9] введем траекторную ошибку в виде

$$\psi_{\text{тр}} = A_1 Y_m Y + A_2 Y + A_3, \quad (11)$$

где $Y = [x_0 y_0 z_0 \psi \vartheta \gamma]^T$ — вектор положения дирижабля в Земной системе координат; $Y_m = \text{diag}([x_0 y_0 z_0 \psi \vartheta \gamma]^T)$ — диагональная матрица; A_1, A_2, A_3 — матрицы и вектор, коэффициенты которых определяют траекторию движения.

Потребуем, чтобы переменная (11) подчинялась уравнению

$$\dot{\psi}_{\text{тр}} + T_1 \psi_{\text{тр}} = 0, \quad (12)$$

где T_1 — матрица постоянных коэффициентов.

Из уравнений (2), (3), (11), (12) получаем

$$(2A_1 Y_m + A_2)RX + T_1 \psi_{\text{тр}} = 0; \quad R = \begin{bmatrix} A^T & 0 \\ 0 & A_\omega \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Сформируем требования к скорости дирижабля в виде

$$\psi_{\text{ск}} = A_4 X + A_5, \quad (14)$$

где $X = [V_x V_y V_z \omega_x \omega_y \omega_z]^T$ — вектор скоростей дирижабля в связанной системе координат; A_4, A_5 — матрица и вектор, определяющие требуемую скорость дирижабля при движении вдоль траектории.

Общая ошибка системы управления формируется в виде

$$\psi_\Sigma = (2A_1 Y_m + A_2)RX + T_1 \psi_{\text{тр}} + A_4 X + A_5. \quad (15)$$

Потребуем, чтобы переменная (15) подчинялась уравнению

$$\dot{\psi}_\Sigma + T_2 \psi_\Sigma = 0, \quad (16)$$

где T_2 — матрица постоянных коэффициентов.

Тогда из (2), (3), (11)–(16) находим искомое управление:

$$\begin{aligned} F_u = -F_d - M((2A_1 Y_m + A_2)R + A_4)^{-1} & \times \\ & \times (2A_1 \dot{Y}_m RX + (2A_1 Y_m + A_2)\dot{R}X + T_1 \psi_{\text{тр}} + T_2 \psi_\Sigma), \end{aligned} \quad (17)$$

где $F_d = [F_a + F_T + R_a, N_T + N_a]^T$ — вектор динамических и внешних сил и моментов, действующих на дирижабль; $\dot{Y}_m = \text{diag}(RX)$ — диагональная матрица; R — матрица производных по времени от элементов матрицы R .

Пусть необходимо обеспечить движение дирижабля со скоростью 10 м/с вдоль прямолинейной траектории, описываемой уравнениями

$$y_0 = 2000 + \frac{x_0}{12}, \quad z_0 = 0, \quad \psi = 0, \quad \vartheta = \frac{1}{12}, \quad \gamma = 0. \quad (18)$$

Тогда

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{12} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; A_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ -2000 \\ 0 \\ 0 \\ -\frac{1}{12} \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (19)$$

$$A_4 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; A_5 = \begin{bmatrix} -10 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Алгоритмы оценивания возмущений

В целях адаптации к внешним и параметрическим возмущениям в алгоритм управления вводятся оценки возмущений. В связи с этим выражение (17) принимает следующий вид:

$$F_u = -F_d - \hat{F}_B - M((2A_1 Y_m + A_2)R + A_4)^{-1} \times \\ \times (2A_1 \dot{Y}_m R X + (2A_1 Y_m + A_2) \dot{R} X + T_1 \psi_{TP} + T_2 \psi_{\Sigma}), \quad (21)$$

где \hat{F}_B — вектор оценок возмущающих воздействий.

Наиболее существенные неопределенности присутствуют в уравнении динамики (3). Требуется оценивать возмущения, возникающие в результате неточного определения аэродинамических коэффициентов и коэффициентов присоединенных масс. Методика проектирования наблюдателя возмущений базируется на результатах, представленных в работах [5–7, 10]. Представим уравнение динамики (3) дирижабля в виде

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \tilde{M}^{-1} \begin{bmatrix} F + F_{\text{оц}} \\ N + N_{\text{оц}} \end{bmatrix}; \quad (22) \\ \begin{bmatrix} \dot{F}_{\text{оц}} \\ \dot{N}_{\text{оц}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_1(F_{\text{оц}}) \\ g_2(N_{\text{оц}}) \end{bmatrix},$$

где $g_1(F_{\text{оц}})$, $g_2(N_{\text{оц}})$ — функции, аппроксимирующие модель неизмеряемых возмущений $F_{\text{оц}}$, $N_{\text{оц}}$, действующих на объект.

Обозначим $F_{\text{оц}}$, $N_{\text{оц}}$ оценки неизмеряемых векторов $F_{\text{оц}}$, $N_{\text{оц}}$. Введем вектор ошибок оценивания:

$$\psi = \begin{bmatrix} F_{\text{оц}} \\ N_{\text{оц}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{F}_{\text{оц}} \\ \hat{N}_{\text{оц}} \end{bmatrix}. \quad (23)$$

Потребуем, чтобы ошибка ψ (23) подчинялась решению уравнения

$$\dot{\psi} + L(V, \omega)\psi = 0, \quad (24)$$

где $L(V, \omega)$ — матрица, обеспечивающая заданные свойства уравнения (24).

В соответствии с процедурой синтеза редуцированных наблюдателей [5–7, 10, 11] введем замену переменных:

$$\begin{bmatrix} \hat{F}_{\text{оц}} \\ \hat{N}_{\text{оц}} \end{bmatrix} = s(V, \omega) + \hat{z}, \quad (25)$$

где \hat{z} — вектор новых переменных; $s(V, \omega)$ — произвольная вектор-функция, подлежащая определению в процедуре синтеза наблюдателя.

Продифференцировав (23), в силу уравнений модели (22) из (24) с учетом замены (25) получим уравнение наблюдателя:

$$\begin{bmatrix} g_1(F_{\text{оц}}) \\ g_2(N_{\text{оц}}) \end{bmatrix} - \frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)} M^{-1} \begin{bmatrix} F + F_{\text{оц}} \\ N + N_{\text{оц}} \end{bmatrix} - \dot{\hat{z}} + \\ + L(V, \omega) \begin{bmatrix} F_{\text{оц}} \\ N_{\text{оц}} \end{bmatrix} - s(V, \omega) - \hat{z} = 0. \quad (26)$$

Условия независимости уравнения (26) от вектора неизмеряемых переменных имеют вид

$$\begin{bmatrix} g_1(F_{\text{оц}}) \\ g_2(N_{\text{оц}}) \end{bmatrix} - \frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)} M^{-1} \begin{bmatrix} F_{\text{оц}} \\ N_{\text{оц}} \end{bmatrix} + L(V, \omega) \begin{bmatrix} F_{\text{оц}} \\ N_{\text{оц}} \end{bmatrix} = 0. \quad (27)$$

Соответствующим выбором функций $g_1(F_{\text{оц}})$, $g_2(N_{\text{оц}})$, аппроксимирующих уравнения динамики неизмеряемых переменных и возмущений, можно обеспечить условия разрешимости уравнения (27). Выберем функции $g_1(F_{\text{оц}})$, $g_2(N_{\text{оц}})$ в линейном виде:

$$\begin{bmatrix} g_1(F_{\text{оц}}) \\ g_2(N_{\text{оц}}) \end{bmatrix} = G_1 \begin{bmatrix} F_{\text{оц}} \\ N_{\text{оц}} \end{bmatrix}, \quad (28)$$

где G_1 — матрица соответствующей размерности.

В этом случае из уравнения (27) получаем

$$\frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)} = (G_1 + L(V, \omega))M. \quad (29)$$

С учетом (29) уравнения наблюдателя (25), (26) при постоянной матрице $L(V, \omega)$ принимают вид

$$\dot{\hat{z}} = -L\hat{z} - L(G_1 + L)M \begin{bmatrix} V \\ \omega \end{bmatrix} - (G_1 + L) \begin{bmatrix} F \\ N \end{bmatrix}, \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{F}_{\text{оц}} \\ \hat{N}_{\text{оц}} \end{bmatrix} = (G_1 + L)M \begin{bmatrix} V \\ \omega \end{bmatrix} + \hat{z}. \quad (31)$$

При этом собственные числа матрицы L определяют качество переходных процессов в наблюдателе [12].

Для аппроксимации динамики неизмеряемых возмущений, действующих на дирижабль, целесообразно применять временные ряды. Так, при кусочно-постоянной скользящей аппроксимации возмущений матрица G_1 является нулевой матрицей размерности 6×6 .

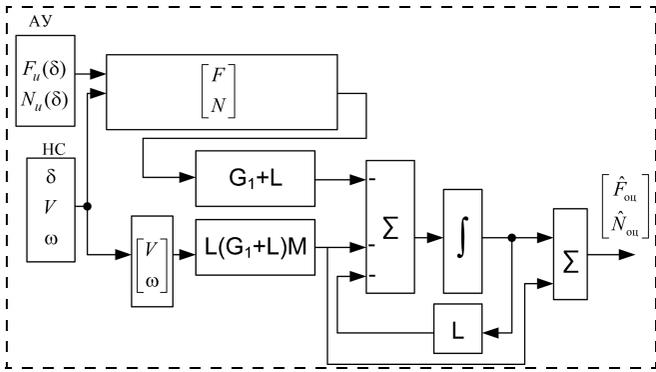


Рис. 4. Структура наблюдателя возмущений

Структура наблюдателя возмущений (30), (31) представлена на рис. 4.

Наблюдатель получает информацию от навигационной системы (НС) и алгоритма управления (АУ). От навигационной системы на него поступают векторы V, ω, δ , а от алгоритма управления — текущие значения управляющих воздействий $F_u(\delta), N_u(\delta)$. Выходные векторы оценок $F_{оц}, N_{оц}$ поступают в блок алгоритма управления.

Рассмотрим пример синтеза наблюдателя с аппроксимацией возмущений, обеспечивающей астатизм первого порядка в наблюдателе:

$$\dot{z}_1(t) = z_2, \dot{z}_2(t) = 0, F = z_1, \quad (32)$$

где $z_1(t), z_2(t)$ — переменные состояния; F — выход модели возмущения. При такой аппроксимации матрица G_1 имеет вид

$$G_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (33)$$

Поскольку согласно (32) на дирижабль непосредственно воздействует только часть переменных модели, описывающей возмущения, то модель возмущений дополняется уравнениями выхода:

$$\begin{bmatrix} F_{оц} \\ N_{оц} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} z = C_n z, \quad (34)$$

где z — полный вектор состояния модели, описывающей возмущения.

Тогда уравнение наблюдателя принимает вид

$$G_1 z \frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)} M^{-1} \left(\begin{bmatrix} F \\ N \end{bmatrix} + C_n z \right) - \dot{\hat{z}} + L(z - s(V, \omega) - \hat{z}) = 0. \quad (35)$$

Функция $\frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)}$ согласно (29) равна

$$\frac{\partial s(V, \omega)}{\partial (V, \omega)} = (G_1 + L)C^{-1}M. \quad (36)$$

Матрица L имеет размеры 12×12 , ее структура имеет блочный вид

$$L = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -l_{21} & -l_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -l_{34} & -l_{44} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -l_{1211} & -l_{1212} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (37)$$

Распределения управляющих сил и моментов по двигателям

Пересчет управляющих сил и моментов в тяги и углы поворотов двигателей базируется на уравнениях (18)—(23) из части 1 [1]. Так как проекций тяг — 10, а управляющих сил и моментов — 6, то матрица, определяющая число решений в уравнении (21) (см. [1]), имеет вид

$$M_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -z_1 & 0 & z_1 & 0 & -z_3 & y_{34} & 0 & z_3 & y_{34} \\ z_1 & 0 & -z_1 & 0 & z_3 & 0 & -x_{34} & -z_3 & 0 & -x_{34} \\ -y_{12} & x_{12} & -y_{12} & x_{12} & -y_{34} & x_{34} & 0 & -y_{34} & x_{34} & 0 \end{bmatrix}. \quad (38)$$

Всего из матрицы (38) можно составить 210 матриц 6×6 , из которых 96 имеют ранг, равный 6. Каждое найденное решение пересчитывается в тяги и углы двигателей по выражениям, получаемым на основании (21), (22) из части 1 [1]:

$$P_1 = \sqrt{P_{1x}^2 + P_{1y}^2}; \alpha_1 = \text{atan2}(P_{1y}, P_{1x}); \quad (39)$$

$$P_2 = \sqrt{P_{2x}^2 + P_{2y}^2}; \alpha_2 = \text{atan2}(P_{2y}, P_{2x}); \quad (40)$$

$$P_3 = \sqrt{P_{3x}^2 + P_{3y}^2 + P_{3z}^2}; \alpha_3 = \text{atan2}(P_{3y}, \sqrt{P_{3x}^2 + P_{3z}^2}); \beta_3 = \text{atan2}(P_{3z}, P_{3x}); \quad (41)$$

$$P_4 = \sqrt{P_{4x}^2 + P_{4y}^2 + P_{4z}^2}; \alpha_4 = \text{atan2}(P_{4y}, \sqrt{P_{4x}^2 + P_{4z}^2}); \beta_4 = \text{atan2}(P_{4z}, P_{4x}), \quad (42)$$

где $\text{atan2}(y, x)$ — функция $\text{arctg}(y/x)$, определенная на интервале $[-\pi, \pi]$.

Из полученных 96 решений отбираются те, которые удовлетворяют ограничениям по углам поворотов и тягам:

$$P_1 \leq 4000, P_2 \leq 4000, P_3 \leq 800, P_4 \leq 800, \quad (43)$$

$$\begin{aligned} -180^\circ \leq \alpha_1 \leq 180^\circ, & -180^\circ \leq \alpha_2 \leq 180^\circ, \\ -90^\circ \leq \alpha_3 \leq 90^\circ, & -90^\circ \leq \alpha_4 \leq 90^\circ. \end{aligned} \quad (44)$$

Из найденных решений, удовлетворяющих ограничениям (43), (44), выбирается решение, обеспечивающее следующий минимум:

$$P_1 + P_2 + P_3 + P_4 \rightarrow \min. \quad (45)$$

Если ни одно из решений не удовлетворяет ограничениям (43), (44), то система управления в течение некоторого времени сохраняет предыдущие значения тяг и углов поворота двигателей, а затем переходит к решению задачи стабилизации дирижабля в текущей точке. Если задача стабилизации также не может быть решена в рамках заданных ограничений, то система управления осуществляет стабилизацию текущей высоты и углов ориентации дирижабля или по команде оператора осуществляет посадку.

Статистические оценки ветровых потоков

Движение воздухоплавательной платформы в реальных условиях сопряжено с воздействием воздушных потоков. Наличие соответствующих априорных оценок и моделей среды позволяет эффективно использовать ветер при планировании перемещений. Здесь для примера рассматривается выборка реально замеренных скоростей и направлений ветра за 2011 г. в конкретной географической точке [13]. Вся выборка скоростей ветра V_w с распределением по высотам показана на рис. 5. Для оценки доверительных значений скоростей ветра построена интегральная кривая вероятностей

$$F(x) = P(X \leq x),$$

показана на рис. 6. Имея кривую в графическом или табличном виде, легко оценить интервал скоростей, в пределах которого будет находиться значение фактической скорости ветра с некоторой заданной вероятностью.

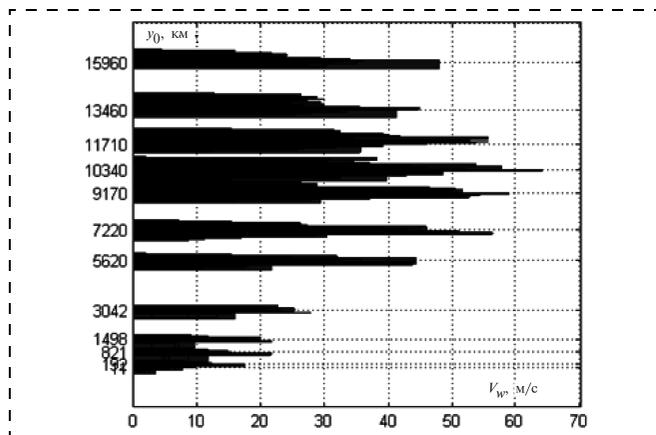


Рис. 5. Выборка скоростей ветра с распределением по высотам

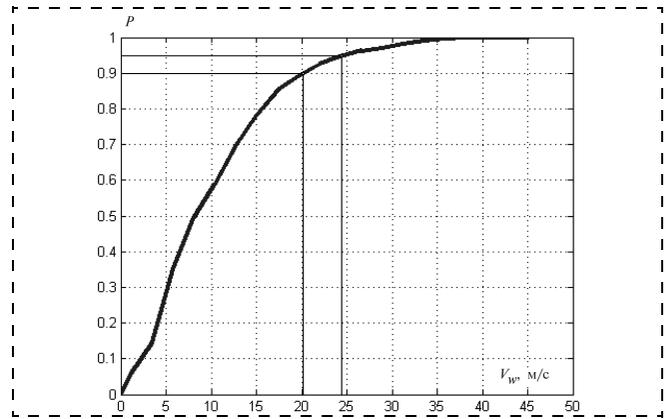


Рис. 6. Интегральная кривая вероятностей скорости ветра

Статистические оценки скоростей и направлений ветра с разделением по сезонам представлены на рис. 7, 8 (см. вторую сторону обложки).

На столбчатой диаграмме (рис. 7) показаны оценки скорости ветра. По оси ординат отложена высота, по оси абсцисс — скорость ветра. Минимальный столбец темно-синего цвета показывает минимальную скорость. Светло-синий столбец означает среднее значение скорости. Желтым столбцом обозначена верхняя граница доверительного интервала с 90 %-ной надежностью. Красный столбец соответствует максимальной зафиксированной величине. Полярный график на рис. 8 отражает статистические оценки для направления ветра. Каждая дуга с маркером соответствует интервалу высоты, причем высота возрастает от центра графика к внешним границам. Круглым маркером обозначено среднее значение направления ветра. Соответственно синяя дуга означает доверительный интервал направления ветра.

Моделирование замкнутой системы управления

На рис. 9—12 и рис. 13 (см. вторую сторону обложки) представлены результаты программно-аппаратного моделирования замкнутой системы управления дирижаблем. Желаемая траектория дирижабля описывается уравнениями (18)—(20).

Рис. 9. Изменение высоты дирижабля

18

Мехатроника, автоматизация, управление, № 7, 2013

На рис. 9 представлен график изменения высоты дирижабля во времени, на рис. 10 — проекция траектории дирижабля на горизонтальную плоскость, а на рис. 11 — изменение углов рысканья, тангажа и крена.

Как видно из рис. 10 и 11, система управления обеспечивает движение дирижабля вдоль заданной траектории и стабилизирует значения углов ориен-

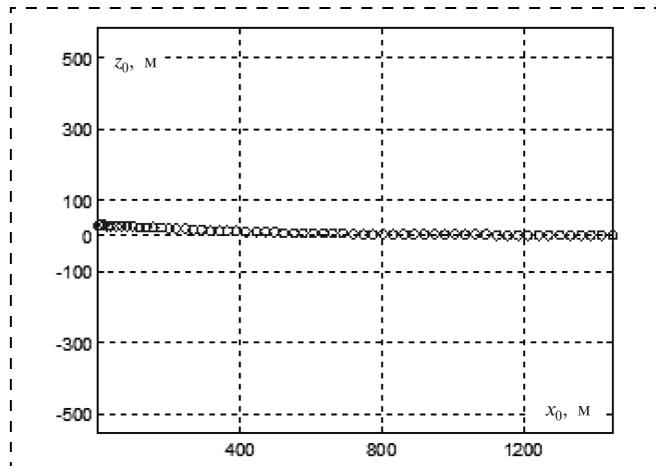


Рис. 10. Горизонтальная траектория дирижабля

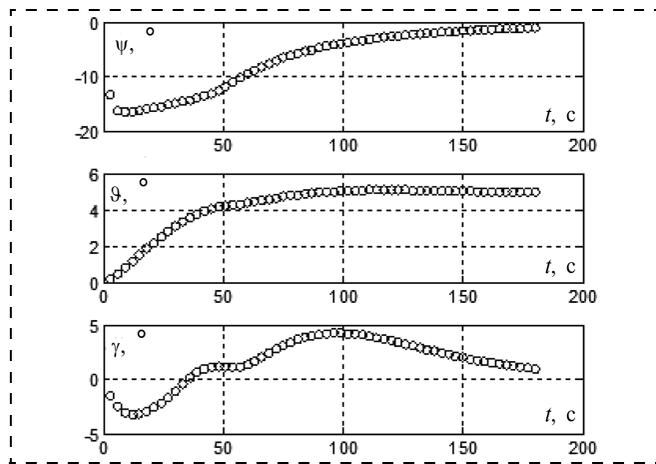


Рис. 11. Углы рысканья, тангажа и крена

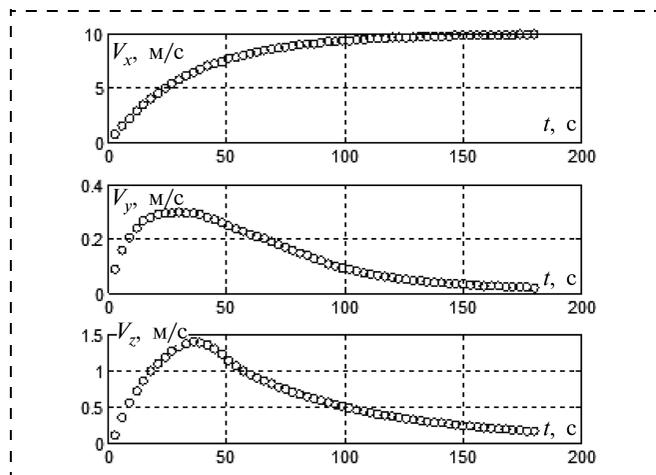


Рис. 12. Скорости дирижабля в связанной системе координат

тации. При этом угол рысканья изменяется таким образом, чтобы в установившемся режиме соответствовать требованиям траектории (18), а в переходном режиме — обеспечивать полет дирижабля носом вперед (минимизирует угол скольжения).

На рис. 12 представлены скорости дирижабля в связанной системе координат. Видно, что дирижабль в установившемся режиме осуществляет движение носом вперед, что минимизирует энергетические затраты.

На рис. 13 (см. вторую сторону обложки) представлены управляющие силы и моменты, формируемые на винтах двигателей дирижабля. Красным цветом построены силы и моменты, создаваемые двигателями, а синим — силы и моменты, вычисленные системой управления. На рис. 13 выделен участок, на котором располагаемые тяги двигателей не могут обеспечить требуемую силу F_z из-за небольшой тяги подруливающих двигателей. Несмотря на потерю управляемости система управления сохраняет устойчивость и выполняет поставленную задачу.

Приведенные результаты получены на программно-аппаратном комплексе, в котором система управления реализована аппаратно, бортовая часть — на базе авиационного вычислителя, а наземная — на основе промышленного компьютера. Дирижабль и внешняя среда реализованы программно.

Заключение

В статье представлена система управления беспилотной воздухоплавательной платформой на базе гибридного дирижабля. Исходя из особенностей дирижаблей, связанных с необходимостью учета многосвязности движения, строится нелинейная система управления и навигации. В связи с существенной ограниченностью управляющих воздействий процедура построения управления включает анализ управляемости по Е. С. Пятницкому. Для адаптации системы используются робастные наблюдатели, дающие оценки возмущающих сил и моментов. Предложенный алгоритм распределения управляющих сил и моментов относительно исполнительных механизмов предполагает, что последние обладают более высоким быстродействием по сравнению с дирижаблем. Статистическая оценка ветровых возмущений позволяет улучшить показатели энергетической эффективности движения.

Использованный подход к построению систем управления воздухоплавательными комплексами достаточно универсален и может применяться для проектирования систем управления и навигации широкого класса подвижных объектов.

Список литературы

1. Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю., Гайдук А. Р., Нейдорф Р. А., Федоренко Р. В., Костюков В. А. Система позиционно-траекторного управления роботизированной воздухоплавательной платформой: математическая модель // Мехатроника, автоматизация и управление. 2013. № 6. С. 14–21.

2. **Пятницкий Е. С.** Управляемость классов лагранжевых систем с ограниченными управлениями // Автоматика и телемеханика. 1996. № 12. С. 29–37.

3. **Крутько П. Д.** Управление продольным движением летательных аппаратов. Синтез алгоритмов методом обратных задач динамики // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1997. № 6. С. 62–79.

4. **Крутько П. Д.** Управление боковым движением летательных аппаратов. Синтез алгоритмов методом обратных задач динамики // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2000. № 4. С. 143–164.

5. **Управление** воздухоплавательными комплексами: теория и технологии проектирования / В. Х. Пшихопов, М. Ю. Медведев и др. М.: Физматлит, 2010. 394 с.

6. **Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю., Сиротенко М. Ю., Носко О. Э., Юрченко А. С.** Проектирование систем управления роботизированных воздухоплавательных комплексов на базе дирижаблей // Изв. ТРТУ. 2006. № 3 (58). С. 160–167.

7. **Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю.** Структурный синтез автопилотов подвижных объектов с оцениванием возмущений // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2006. № 1. С. 103–109.

8. **Пшихопов В. Х., Медведев М. Ю.** Блочный синтез робастных систем при ограничениях на управления и координаты состояния // Мехатроника, автоматизация и управление. 2011. № 1. С. 2–8.

9. **Пшихопов В. Х.** Позиционно-траекторное управление подвижными объектами. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009. 183 с.

10. **Медведев М. Ю.** Алгоритмы адаптивного управления исполнительными приводами. // Мехатроника, автоматизация и управление. 2006. № 6. С. 17–22.

11. **Медведев М. Ю.** Структура и алгоритмическое обеспечение нелинейного наблюдателя производных в условиях действия случайных шумов // Изв. ЮФУ. Технические науки. № 12. 2008. С. 20–25.

12. **Гайдук А. Р.** Непрерывные и дискретные динамические системы. М.: УМИИИЦ "Учебная литература". 2004. 252 с.

13. **Пшихопов В. Х., Нейдорф Р. А., Медведев М. Ю., Крумалев В. А.** Вероятностные подходы к оценке среды функционирования челнока многоуровневой транспортной системы на базе дирижаблей // Матер. конф. "Информационные технологии в управлении", Санкт-Петербург, 2012. С. 646–655.

УДК 681.51

Г. Е. Веселов, д-р техн. наук доц., декан,
gev@sfnedu.ru,

А. А. Скляров, аспирант,
s.andrey.88@mail.ru,

С. А. Скляров, аспирант,
predator86@mail.ru,

Южный федеральный университет

Синергетический подход к управлению траекторным движением мобильных роботов в среде с препятствиями¹

Рассмотрена проблема управления мобильными роботами в среде с препятствиями на примере робота с гусеничным шасси. Формирование управляющего воздействия осуществляется с учетом полиномиальной траектории движения робота, представляемой в виде аттрактора, и априорно неизвестных препятствий, представляемых в виде репеллеров в фазовом пространстве объекта управления. Для решения поставленной задачи применяются методы и принципы синергетической теории управления.

Ключевые слова: синергетический подход, мобильный робот, траекторное движение, аттрактор, недетерминированное препятствие, репеллер

Введение. Робототехнические системы, в первую очередь автономные мобильные робототехнические системы, находят в настоящее время все большее применение в таких областях науки, техники и промышленности, в которых деятельность человека либо затруднена, либо вообще невозможна. Проблема создания робототехнических систем посвящено достаточно большое число исследований, проводи-

мых как у нас в стране, так и за рубежом, начиная с середины 60-х годов прошлого века. Одним из основных направлений исследований в этой области является решение комплексной проблемы распознавания объектов и сцен с дальнейшим формированием моделей окружающей среды и планированием маршрутов движения, обеспечивающихся алгоритмами управления движением с учетом динамики робота.

Проблема синтеза алгоритмов управления автономными мобильными роботами, действующими в условиях с неопределенной внешней средой, может быть успешно решена при использовании синергетического подхода и разработанного в его рамках метода аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), базирующегося на принципах направленной самоорганизации и управляемой декомпозиции нелинейных систем [1–3].

Математическое описание и постановка задачи управления. Для рассмотрения эффективности синергетического закона управления возьмем за основу модель мобильного гусеничного робота (МГР). При повороте МГР с проскальзыванием гусениц сила тяги на одной из них увеличивается, а на другой — снижается. В результате этого действия создается поворачивающий момент для преодоления момента сопротивления повороту M_p .

Режим поворота МГР с использованием проскальзывания зависит от тяговых сил на забегающей F_0 и отстающей F_1 гусеницах, результирующего сопротивления R_p , момента сопротивления повороту M_p , приложенного к гусенице со стороны грунта, и параметров машины (рис. 1).

В основном мобильные роботы на гусеничном ходу имеют малую скорость передвижения, поэтому центробежной силой можно пренебречь, при

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (грант № 10-08-00912-а).

этом режим их движения описывается следующей системой дифференциальных уравнений [4, 5]:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta; \\ m \frac{dV}{dt} &= u_1 - R_f; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \omega; \\ I_z \frac{d\omega}{dt} &= \frac{B u_2}{2} - M_r, \end{aligned} \quad (1)$$

$$u_1 = F_0 + F_1; \quad u_2 = F_0 - F_1, \quad (2)$$

где u_1 и u_2 — уравнения связи системы; x, y — координаты центра тяжести робота; θ — угловое перемещение робота; V — линейная скорость робота; ω — угловая скорость робота; B — расстояние между центральными линиями гусениц (колея робота); I_z — момент инерции массы робота относительно вертикальной оси, проходящей через его центр тяжести; m — масса робота.

Функционирование МГР осуществляется в условиях неопределенности внешней среды, при этом робот должен выполнять поставленные перед ним технологические задачи. В этом случае одним из основных требований к синтезируемым законам управления МГР является обеспечение движения робота по безопасной траектории, формирующейся на основе условий выполнения технологической задачи и объезда препятствий. Таким образом, задачей синтеза является разработка координирующей стратегии управления тяговыми силами на забегающей F_0 и отстающей F_1 гусеницах, обеспечивающей асимптотически устойчивое движение МГР по безопасной траектории с заданной скоростью. Синтезированные стратегии управления силами являются

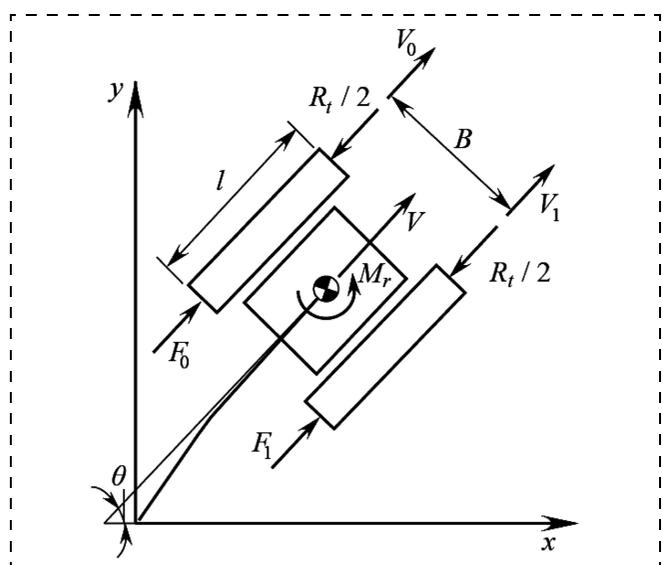


Рис. 1. Схема поворота со скольжением гусениц

задающими воздействиями для подсистем управления исполнительными приводами МГР [6–8]. В рамках статьи синтез локальных законов управления подсистемами исполнительных механизмов не рассматривается.

Процедура синтеза. Для реализации траекторного управления мобильным роботом с данным видом шасси предлагается использовать принципы и методы синергетической теории управления (СТУ) [1–3]. В СТУ совокупность критериев управления принято выражать в виде соответствующей системы инвариантов [1–3, 6]. Инварианты выступают в роли цели управления, на них обеспечивается выполнение заданной технологической задачи, а процедура синергетического синтеза сводится к поиску законов управления, при которых эти заданные инварианты выполняются.

Для осуществления синергетического управления согласно процедуре синтеза методом АКАР [1–3, 6] необходимо декомпозировать исходную систему (1). Для этого введем первую макропеременную

$$\Psi_1 = \omega - \varphi_1, \quad (3)$$

удовлетворяющую решению $\Psi_1 = 0$ функционального уравнения

$$\dot{\Psi}_1(t) + \lambda_1 \Psi_1 = 0, \quad (4)$$

где λ_1 — внутренний параметр регулятора.

Решением функционального уравнения (4) является закон управления $u_2 = u_2(x, y, \theta, V, \omega)$, обеспечивающий перевод изображающей точки (ИТ) замкнутой системы в окрестность многообразия $\Psi_1 = 0$, в результате которого происходит динамическая декомпозиция исходной системы (1). В результате поведение мобильного робота в окрестности многообразия $\Psi_1 = 0$ будет описываться системой

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta; \\ m \frac{dV}{dt} &= u_1 - R_f; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \varphi_1. \end{aligned} \quad (5)$$

Первым условием, предъявляемым к синтезируемому закону управления, является осуществление перемещения МГР по траектории объезда неподвижного препятствия [6–8]. Поскольку габаритные размеры препятствий, встречающихся на пути следования МГР, имеют недетерминированный характер, то целесообразно определить ее в виде степенной функции. Для этого сформируем желаемую траекторию в виде полинома степени m :

$$f(x) = A_0 + \sum_{i=1}^m A_i x^i, \quad (6)$$

где A_i — коэффициенты траектории объезда препятствия, сформированные из требований, предъявляемых к заданному режиму движения робота. Данные коэффициенты можно найти путем задания базового набора n координат

$$\{x_1, y_1\}, \{x_2, y_2\}, \dots, \{x_n, y_n\}, \quad (7)$$

применяя известные методы аппроксимации, в частности метод наименьших квадратов (МНК). Согласно МНК вектор коэффициентов определяется путем нахождения частных производных от выражения среднеквадратичного отклонения

$$E_m = \sum_{i=1}^n [f(x_i) - y_i]^2,$$

по переменным A_0, A_1, \dots, A_m . Приравнявая эти частные производные к нулю с использованием обозначений вида

$$\varepsilon_k = \sum_{i=1}^n x_i^k, \quad \gamma_k = \sum_{i=1}^n x_i^k y_i,$$

получим систему с $m + 1$ неизвестными:

$$\begin{cases} \sum_{i=0}^m A_i \varepsilon_i = \gamma_0; \\ \sum_{i=0}^m A_i \varepsilon_{i+1} = \gamma_1; \\ \dots\dots\dots \\ \sum_{i=0}^m A_i \varepsilon_{i+m} = \gamma_m, \end{cases} \quad (8)$$

где $\varepsilon_0 = n + 1$. Решая данную систему уравнений при условии, что $m < n$ и среди точек x_i из набора (7) нет совпадающих, найдем значения коэффициентов полинома (6) A_0, A_1, \dots, A_m .

Согласно процедуре синтеза методом АКАР [1—3, 6] желаемую траекторию необходимо сделать инвариантом в фазовом пространстве объекта управления, поэтому введем вторую макропеременную

$$\Psi_2 = y - A_0 - \sum_{i=1}^m A_i x^i. \quad (9)$$

Вторым условием, предъявляемым к синтезируемому закону управления, является постоянство контурной скорости при движении МГР по траектории $\Psi_2 = 0$, поэтому введем третью макропеременную

$$\Psi_3 = V_0 - V, \quad (10)$$

где V_0 — желаемая контурная скорость МГР.

Функциональные уравнения относительно введенных макропеременных Ψ_2 и Ψ_3 , определяющие согласно методу АКАР динамические характери-

стики системы, записываются в виде дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \ddot{\Psi}_2(t) + \lambda_2 \dot{\Psi}_2(t) + \lambda_3 \Psi_2 &= 0; \\ \dot{\Psi}_3(t) + \lambda_4 \Psi_3 &= 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Совместное решение уравнений (9)—(11) с учетом декомпозированной математической модели (5) приводит к получению внутреннего закона управления φ_1 и закона управления МГР u_1 :

$$\varphi_1 = -(V^2 \cos^2(\theta) \gamma_3 + 2V^2 \cos \theta \gamma_5 \sin \theta + V^2 \sin^2(\theta) \gamma_4 + \gamma_2 \sin \theta \lambda_4 V_0 - \gamma_2 \sin \theta \lambda_4 V + \gamma_1 \cos \theta \gamma_4 V_0 - \gamma_1 \cos \theta \lambda_4 V + \lambda_3 \Psi_2 + \lambda_2 V \gamma_1 \cos \theta + \lambda_2 V \gamma_2 \sin \theta) / (V(\gamma_2 \cos \theta - \gamma_1 \sin \theta)); \quad (12)$$

$$u_1 = R_t + \lambda_4 m V_0 - \lambda_4 m V, \quad (13)$$

где $\gamma_1 = \frac{d\Psi_2}{dx}, \quad \gamma_2 = \frac{d\Psi_2}{dy}, \quad \gamma_3 = \frac{d^2\Psi_2}{dx^2}, \quad \gamma_4 = \frac{d^2\Psi_2}{dy^2},$

$\gamma_5 = \frac{d^2\Psi_2}{dx dy}; \lambda_i$ — внутренние параметры регулятора.

Полученные выражения (12) и (13) необходимо подставить в управление u_2 , являющегося решением функционального уравнения (4):

$$u_2 = 2(\gamma_6 \cos \theta V m I_z + \gamma_7 \sin \theta V m I_z + \gamma_8 \omega m I_z + \gamma_9 I_z u_1 - \gamma_9 I_z R_t + M_r m - \lambda_1 m I_z \omega + \lambda_1 m I_z \varphi_1) / (B m), \quad (14)$$

где $\gamma_6 = \frac{d\varphi_1}{dx}, \quad \gamma_7 = \frac{d\varphi_1}{dy}, \quad \gamma_8 = \frac{d\varphi_1}{d\theta}, \quad \gamma_9 = \frac{d\varphi_1}{dV}.$

В результате, с учетом математической модели мобильного робота (1), уравнений связи (2) и выражений (12)—(14) получим синергетические законы управления мобильным роботом F_0 и F_1 :

$$F_0 = \frac{u_1 + u_2}{2}; \quad F_1 = \frac{u_1 - u_2}{2}. \quad (15)$$

Синтезированный регулятор обеспечивает устойчивое движение МГР по выбранной траектории с заданной контурной скоростью и может применяться при решении задачи объезда стационарных препятствий в условиях полной определенности.

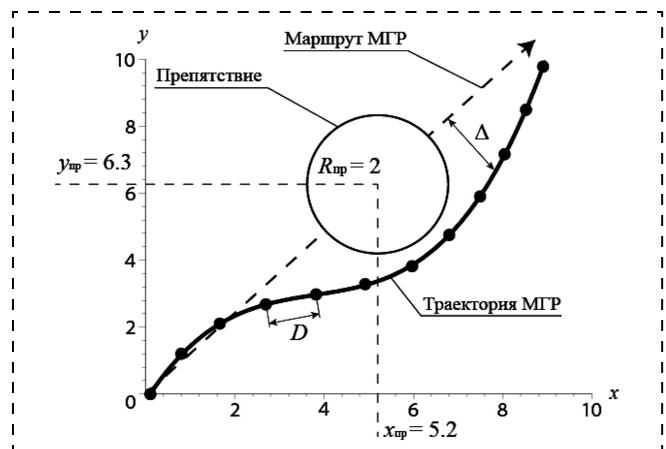


Рис. 2. Объезд роботом неподвижного объекта

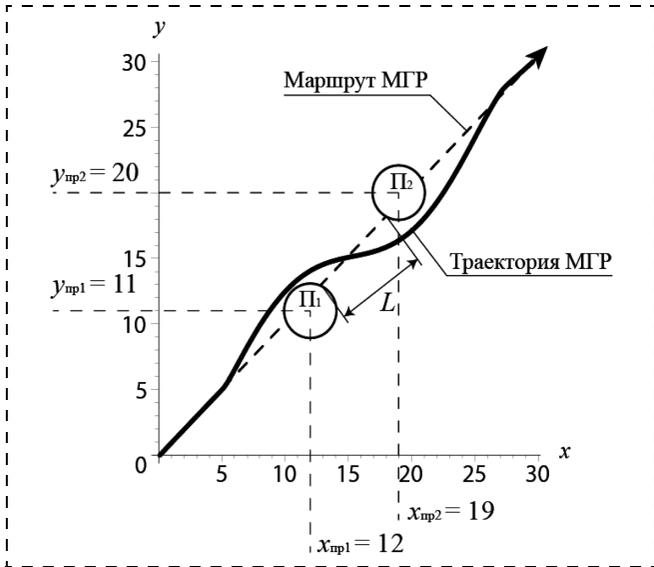


Рис. 3. Обезд роботом объектов при $L > B$

В качестве желаемой траектории будет выступать траектория обхода препятствий, определенная априорно. Алгоритм построения желаемой траектории можно свести к определению набора базовых точек (7) полинома (6) с учетом стационарных известных препятствий. Для этого с некоторым шагом D вдоль маршрута МГР (рис. 2) устанавливаются базовые точки до тех пор, пока маршрут не пересечется с неподвижным препятствием. В области объекта, мешающего передвижению мобильного робота, установка базовых точек осуществляется по контуру препятствия, учитывая размер МГР и при этом поддерживая условие минимума отклонения $\Delta \rightarrow \min$ от заданного маршрута (рис. 2).

Полученный алгоритм обхода учитывает габаритные размеры препятствия и габаритные размеры МГР для осуществления безопасного маневра, однако для применения алгоритма в реальной среде необходимо учитывать несколько статических препятствий. Для этого представим мешающие передвижению МГР стационарные объекты в виде множества $\{P_1, P_2, \dots, P_m\}$, где m — число объектов. Определим расстояние L между двумя соседними препятствиями P_n и P_{n+1} , где $n = 1, 2, \dots, m$. Если полученное расстояние $L \gg B$, где B — расстояние между центральными линиями гусениц, то необходимо установить базовые точки между стационарными объектами для выполнения условия минимума отклонения от заданного маршрута (рис. 3). Если же расстояние $L \leq B$, то необходимо рассматривать пару препятствий P_n и P_{n+1} как одно целое и относительно него выполнять процедуру построения базовых точек (рис. 4).

Организация траекторного движения МГР в условиях неопределенности. Рассмотренный выше алгоритм объезда неподвижных препятствий применим в случае, когда топология местности, в которой мобильный робот решает технологические задачи, заранее известна. Однако в настоящее время мо-

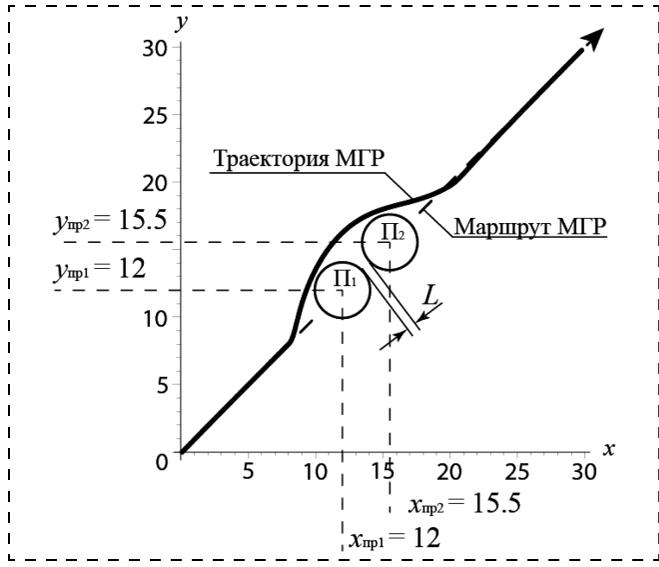


Рис. 4. Обезд роботом объектов при $L < B$

бильным роботам приходится работать в условиях с неизвестным расположением статических препятствий. Решением данной проблемы может являться модификация уравнения траектории движения МГР, позволяющая учитывать заранее не известные неподвижные объекты. Так как желаемая траектория, согласно СТУ [1–3, 6–8], является аттрактором или притягивающим многообразием в фазовом пространстве объекта управления, то для эффективного обхода препятствий их необходимо представить в виде репеллеров или отталкивающих многообразий фазового пространства мобильного робота. Для этого модифицируем макропеременную Ψ_2 следующим образом:

$$\Psi_2 = x \cos F_r + y \sin F_r - A_0 - \sum_{i=1}^m A_i (x \cos F_r - y \sin F_r)^i, \quad (16)$$

где F_r — сила, с которой репеллер действует на объект управления для отклонения его от препятствия. Сила F_r должна быть инварианта к габаритным размерам и форме препятствия. Это возможно, если силу F_r из выражения (16) задать в виде некоторой эмпирической функции:

$$F_r = \rho G \frac{\pi}{2} e^{-\xi((x-x_r)^2 + (y-y_r)^2)}, \quad (17)$$

где ρ — параметр, определяющий направление силы F_r ; G — коэффициент усиления F_r ; $\xi = \text{const}$ — коэффициент скорости реакции функции (17) при сближении с объектом. Свойства эмпирической функции (17) таковы, что при значительном расстоянии МГР от препятствия сила репеллера $F_r \rightarrow 0$, что соответствует нормальному движению мобильного робота по заданной траектории. Однако по мере сближения со статическим объектом сила репеллера возрастает: $F_r \rightarrow \pi/2$ при $G = 1$ и $\rho = 1$, что

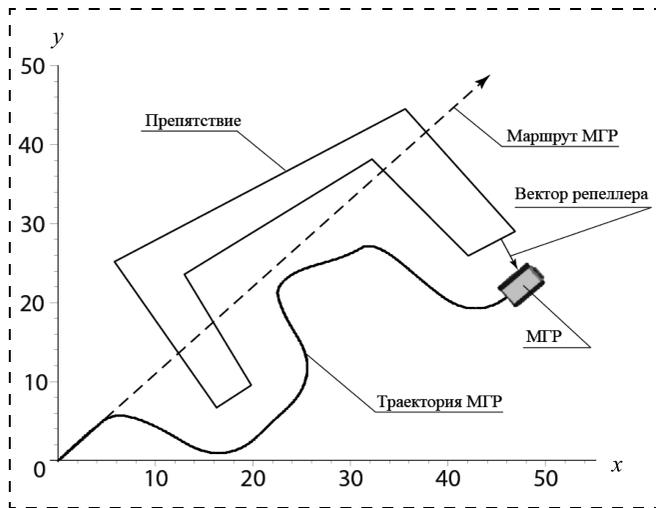


Рис. 5. Движение МГР в среде с априорно не известным препятствием

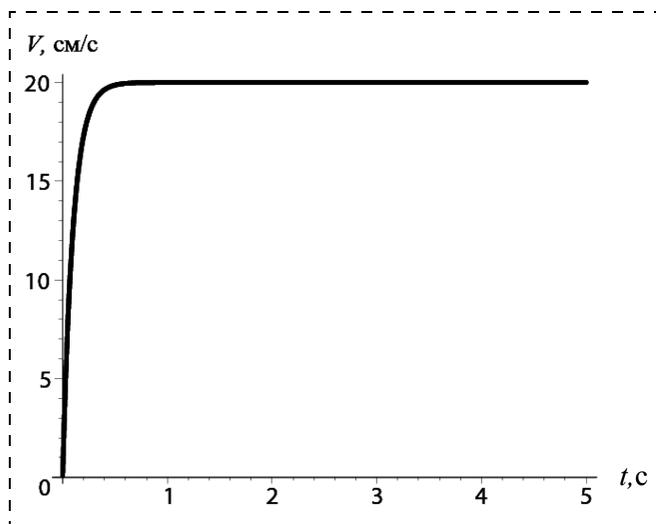


Рис. 6. Линейная контурная скорость МГР

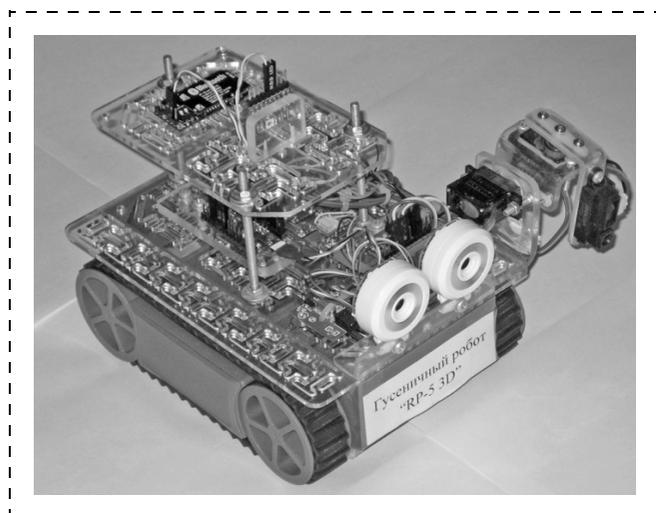


Рис. 7. Макет гусеничного робота

соответствует отклонению траектории робота от препятствия. Данный подход позволяет мобильному роботу совершать объезд препятствий вне зависимости от формы и размера препятствия.

Применение концепции отклонения робота от препятствия также подходит для объезда подвижных объектов, однако для этого необходимо модифицировать эмпирическую функцию силы репеллера с учетом вектора скорости подвижного препятствия:

$$F_r = \rho G \frac{\pi}{2} e^{-\xi((x - (x_r + V_x))^2 + (y - (y_r + V_y))^2)}, \quad (18)$$

где V_x, V_y — проекции вектора скорости подвижного препятствия.

Компьютерное моделирование траекторного движения МГР. Проведем компьютерное исследование синтезированной замкнутой системы управления МГР. В качестве параметров объекта управления возьмем реальные значения макета МГР, а именно: масса $m = 0,7$ кг, момент инерции $I_z = 0,001$ кг · м², колея $B = 0,12$ м. Предположим, что МГР выполняет технологическую задачу во внешней среде с параметрами $R_r = 0,1, M_r = 0,1$ и априорно неизвестным препятствием. Примем в качестве внутренних параметров регулятора значения $\lambda_1 = 10, \lambda_2 = 10, \lambda_3 = 5, \lambda_4 = 10$, контурная скорость при этом будет равна $V_0 = 20$ см/с (рис. 6).

Представленные результаты моделирования подтверждают, что в синтезированной замкнутой системе управления (1), (12)—(15) обеспечивается выполнение введенной системы инвариантов, в частности, следование заданной траектории (см. рис. 2—4), выполнение объезда препятствия в неопределенной среде (рис. 5) и сохранение постоянства контурной скорости (рис. 6).

Реализация стратегии управления. Синтезированный закон управления применен в мобильном гусеничном роботе, представленном на рис. 7. В созданном роботе информация из датчиков поступает в центральный микроконтроллер NXP LPC2387, где обрабатывается на основе синергетического закона управления (15). Сформированное управляющее воздействие поступает на щеточные электродвигатели гусеничного шасси посредством контроллера моторов. Одновременно происходит передача данных о состоянии мобильного робота на персональный компьютер.

Для определения и обхода по заданной траектории непреодолимых данным видом шасси препятствий макет оснащен двумя видеокамерами, восстанавливающими трехмерную сцену внешней среды по стереопаре. Нахождение в заданной траектории во время движения достигается путем применения инерциальных датчиков. Имея информацию о начальных условиях (вектор состояния в начальный момент времени) и получая измерения ускорений по трем осям, центральный контроллер вычисляет пройденное расстояние и скорость робота путем

интегрирования. Угловая скорость вычисляется дифференцированием показаний магнитометра по времени. Вектор состояния робота обновляется в каждый момент времени, когда приходят измерения с датчиков.

Заключение. В статье представлен важный научный результат — разработана процедура аналитического синтеза координирующей стратегии векторного управления мобильным роботом на гусеничной основе с использованием полных нелинейных моделей движения в условиях неопределенности с препятствиями. Указанная стратегия управления обеспечивает асимптотическую устойчивость замкнутых систем и четкое исполнение заданных инвариантов. Представленный синергетический закон управления не учитывает случайные внешние возмущения, однако наблюдение возмущений возможно с использованием метода синергетического синтеза адаптивных систем управления [1] (в рамках статьи процедура синтеза не приводится).

Список литературы

1. Колесников А. А. Синергетическая теория управления. М.: Энергоатомиздат, 1994. 344 с.
2. Колесников А. А. Синергетическая теория управления: концепции, методы, тенденции развития // Изв. ТРТУ. 2001. Т. 23. № 5. С. 7–27.
3. Колесников А. А. Синергетическая концепция системного синтеза: единство процессов самоорганизации и управления // Изв. ТРТУ. 2006. Т. 61. № 6. С. 10–38.
4. Вонг Дж. Теория наземных транспортных средств. М.: Машиностроение, 1982. 284 с.
5. Забавников Н. А. Основы теории транспортных гусеничных машин. М.: Машиностроение, 1975. 448 с.
6. Колесников А. А., Веселов Г. Е., Попов А. Н., Мушенко А. С. и др. Синергетические методы управления сложными системами: механические и электромеханические системы. М.: КомКнига, 2006. 304 с.
7. Веселов Г. Е. Синергетический подход к синтезу иерархических систем управления // Изв. ТРТУ. 2006. Т. 61. № 6. С. 73–84.
8. Kondratiev I., Dougal R., Veselov G., Kolesnikov A. Hierarchical control for electromechanical systems based on synergetic control theory // Proc. of the IEEE International Conference on Control Applications 2009, CCA '09. Saint Petersburg, 2009. P. 495–500.

ИНФОРМАЦИЯ

30 сентября — 05 октября 2013 г.
пос. Дивноморское, Геленджикский район, Краснодарский край

6-я Всероссийская мультikonференция ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ (МКПУ-2013)



Председатель Президиума мультikonференции: акад. РАН В. Г. Пешехонов

Состав и направления работы мультikonференции

Локальная научно-техническая конференция
**Управление в интеллектуальных,
эргатических и организационных системах**

Председатель: акад. РАН С. В. Васильев
Направления работы конференции

1. Интеллектуальные системы:

- Автоматизация рассуждений и планирования действий.
- Интеллектуальный анализ данных.
- Компьютерная лингвистика и управление знаниями.
- Когнитивное анализ и моделирование.
- Мультиагентные системы и управление.
- Методы и технологии "мягких вычислений".
- Обучающие и экспертные системы.
- Прикладные интеллектуальные системы управления.

2. Эргатические системы и мехатроника:

- Человеко-машинный интерфейс и управление в эргатических системах.
- Управление в мехатронных системах.
- Управление в робототехнических системах.
- Прикладные эргатические и мехатронные системы.

3. Организационные системы:

- Управление в активных и организационных системах.
- Информационные технологии и модели принятия решений в организационных системах.
- Системы управления проектами и программами.

Локальная научно-техническая конференция
**Управление
в распределенных и сетевых системах**

Председатель: член-корр. РАН И. А. Каляев

Направления работы конференции

- Модели и стратегии сетевого управления.
- Управление в сетевых системах.
- Мультиагентное управление в сетевых системах.
- Управление коммуникационными сетями.
- Управление в GRID.
- Самоорганизующиеся сетевые системы.
- Прикладные задачи управления в сетях.
- Сетевое управление объектами социальной инфраструктуры ("умный дом")

Подробную информацию о мультikonференции см. на сайтах НИИ МВС ЮФУ и ИПУ РАН

ЭРГАТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

УДК 519-7

А. Н. Розенбаум, д-р техн. наук, проф., зав. лаб.,
e-mail: rozen@iacp.dvo.ru,

В. В. Климченко, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,
e-mail: volk@iacp.dvo.ru,

Институт автоматки и процессов управления
ДВО РАН, г. Владивосток

Описание состояния человеко-машинной системы в контексте минимаксного подхода

Рассматривается задача описания области результатов контроля состояния человеческой составляющей человеко-машинной системы. Предлагается алгоритм построения эллипсоида минимального объема, содержащего все результаты контрольных измерений. Отличительной особенностью предлагаемой схемы расчетов является значительное сокращение объема вычислений по сравнению с традиционными алгоритмами.

Ключевые слова: человеко-машинная система, состояние здоровья, описанный эллипсоид

Введение

Среди многих прикладных задач задача описания области D результатов эксперимента занимает особое место, так как она является базовой для решения многих проблем в различных направлениях научных исследований. Так, например, в геологии описание результатов бурения пробных скважин даст возможность оценить конфигурацию, возможные запасы и перспективность месторождения того или иного полезного ископаемого. В задачах медицинской диагностики описание области результатов медицинских анализов позволяет установить стадии развития различных заболеваний, угрожающих состоянию здоровья человека. При этом выбор модели для описания области D , как подсказывает практика и теория дальнейшего использования такой модели для обработки данных эксперимента, следует ограничивать аналитическими, выпуклыми и гладкими конструкциями, известными в математическом анализе, в частности, эллипсоидами [1]. По своим свойствам такая модель достаточно просто позволяет выполнять ее адаптацию к изменениям размерности экспериментального материала, является малопараметрической и ключевой в одном из направлений развития математического аппарата обработки данных эксперимента — эллипсоидального оценивания [1].

Постановка задачи

Пусть в результате наблюдений в присутствии аддитивной помехи за каждой из компонент $y_i(t)$ неопределенного процесса деградации состояния здоровья человека-оператора в человеко-машинной системе (ЧМС) в произвольной точке $t^* \in T_p \subset T$ (где T_p — интервал возможных наблюдений, T — интервал эксплуатации ЧМС) получен вектор наблюдений

$$\mathbf{z}(t^*) = \{y_i(t^*) + e_i(t^*)\}_{i=1}^n,$$

где $|e_i(t^*)| \leq \Delta_i(t^*)$; $\Delta_i(t)$, $t \in T_p$, $i = \overline{1, n}$, — известные функции. Контроль по каждой компоненте вектора $\mathbf{y}(t) = \{y_i(t)\}_{i=1}^n$ осуществляется независимо от других компонент.

Целью фильтрации $\mathbf{z}(t^*)$ является получение из данных наблюдений области возможных значений $\mathbf{y}(t^*)$, описываемой как некоторый эллипсоид

$$E(\mathbf{A}, \mathbf{g}, \delta) = \{\mathbf{y} | (\mathbf{y} - \mathbf{g})^T \mathbf{A} (\mathbf{y} - \mathbf{g}) \leq \delta\}, \quad (1)$$

где $\mathbf{A} = \{a_{jk}\}_{j,k=1}^n$ — положительно определенная симметрическая матрица порядка n , задающая размеры эллипсоида и направления его осей; δ — масштаб; $\mathbf{g} = \{g_i\}_{i=1}^n$ — вектор координат центра рассматриваемого эллипсоида.

Следует отметить, что во многих практических приложениях для вектора \mathbf{y} может быть задано некоторое множество возможных значений \mathbf{Y} , а также область работоспособности в виде известного параллелепипеда

$$\mathbf{C} = \{\mathbf{y} | b_{1i} \leq y_i \leq b_{2i}, i = \overline{1, n}\}.$$

При выполнении условий $\mathbf{y}(t) \in \mathbf{Y} \cap \mathbf{C} \forall t \in T$ объект способен выполнять возложенные на него функции и, соответственно, состояние здоровья человека-оператора не вызывает сомнений в его работоспособности.

Упрощающие преобразования

Если имеются N наблюдений $\mathbf{y}_m = \{y_{im}\}_{i=1}^n$, $m = 1, \dots, N$, вектора \mathbf{y} , то задачу построения эллипсоида (1) можно сформулировать как задачу отыскания параметров \mathbf{A}^* , \mathbf{g}^* , δ^* , минимизирующих n -мерный объем $V_n(E(\mathbf{A}, \mathbf{g}, \delta))$ эллипсоида $E(\mathbf{A}, \mathbf{g}, \delta)$ при условиях

$$\mathbf{y}_m \in E(\mathbf{A}, \mathbf{g}, \delta), m = 1, \dots, N.$$

Как видно из развернутой формы записи определения (1)

$$E(\mathbf{A}, \mathbf{g}, \delta) = \left\{ \mathbf{y} \mid \sum_{i,k=1}^n a_{ik}(y_i - g_i)(y_k - g_k) \leq \delta \right\},$$

без ограничения общности можно считать δ равным единице, так как это соответствует замене каждого элемента a_{ik} матрицы \mathbf{A} отношением a_{ik}/δ . Таким образом, задача сводится к отысканию

$$(\mathbf{A}^*, \mathbf{g}^*) = \arg \min_{\mathbf{A}, \mathbf{g}} V_n(E(\mathbf{A}, \mathbf{g})) \quad (2)$$

при условиях

$$\mathbf{y}_m \in E(\mathbf{A}, \mathbf{g}), m = 1, \dots, N, \quad (3)$$

где

$$E(\mathbf{A}, \mathbf{g}) = \{ \mathbf{y} \mid (\mathbf{y} - \mathbf{g})^T \mathbf{A} (\mathbf{y} - \mathbf{g}) \leq 1 \}. \quad (4)$$

Задача (2)–(4) допускает упрощение за счет увеличения размерности пространства поиска [2]:

$$\tilde{\mathbf{A}}^* = \arg \min_{\tilde{\mathbf{A}}} V_{n+1}(\tilde{E}(\tilde{\mathbf{A}})),$$

$$\mathbf{y}_m \in \tilde{E}(\tilde{\mathbf{A}}), m = 1, \dots, N,$$

где $\tilde{\mathbf{A}}$ — положительно определенная симметрическая матрица порядка $n + 1$;

$$\tilde{E}(\tilde{\mathbf{A}}) = \{ \mathbf{y} \mid \mathbf{y}^T \tilde{\mathbf{A}} \mathbf{y} \leq 1 \}.$$

Вычислительная процедура

В случае большого числа N заданных точек \mathbf{y}_m алгоритмы отыскания элементов матрицы $\tilde{\mathbf{A}}$ оказываются весьма трудоемкими. В целях преодоления подобных затруднений воспользуемся статистическими оценками элементов вектора \mathbf{g} и матрицы \mathbf{A} [3]:

$$\bar{\mathbf{g}} = \{ \bar{g}_i \}_{i=1}^n = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N \mathbf{y}_m, \quad \bar{\mathbf{A}} = \mathbf{Q}^{-1}, \quad (5)$$

где

$$\mathbf{Q} = \{ q_{ik} \}_{i,k=1}^n; \quad q_{ik} = \frac{1}{N-n} \sum_{m=1}^N (y_{im} - \bar{g}_i)(y_{km} - \bar{g}_k), \quad i, k = 1, \dots, n. \quad (6)$$

Исключив из рассмотрения $[rN]$ точек \mathbf{y}_m (где $r \in (0, 1)$, $[\cdot]$ — целая часть числа), соответствующих наименьшим значениям квадратичной формы

$$(\mathbf{y}_m - \bar{\mathbf{g}})^T \bar{\mathbf{A}} (\mathbf{y}_m - \bar{\mathbf{g}}),$$

вычислим новые оценки $\bar{\mathbf{g}}$ и $\bar{\mathbf{A}}$ для вектора \mathbf{g} и матрицы \mathbf{A} по оставшимся $N - [rN]$ точкам \mathbf{y}_m . Так как

симметрическая матрица размера $n \times n$ может содержать $\frac{n^2 + n}{2}$ различных элементов, для задания

эллипсоида $E(\mathbf{A}, \mathbf{g})$ требуются $N^* = \left(\frac{n^2 + n}{2} + n \right)$ па-

раметров. Поэтому итерации процедуры исключения точек \mathbf{y}_m по предлагаемой схеме в принципе можно продолжать до тех пор, пока число оставшихся точек превышает N^* . Однако при этом возникает риск ошибочного исключения какого-либо из информативных наблюдений, поэтому лучше оставить не менее $M = pN^*$ точек \mathbf{y}_m , где p — желаемое число степеней свободы при оценке параметров эллипсоида. Объем эллипсоида, найденного на последней итерации описанной процедуры, обозначим V_M :

$$V_M = \frac{\sqrt{(\delta\pi)^n \det \mathbf{Q}}}{\Gamma\left(\frac{n}{2} + 1\right)},$$

где $\Gamma(\cdot)$ — гамма-функция Эйлера.

Перенумеруем оставшиеся M точек \mathbf{y}_m таким образом, чтобы выполнялось условие

$$(\mathbf{y}_m - \bar{\mathbf{g}})^T \bar{\mathbf{A}} (\mathbf{y}_m - \bar{\mathbf{g}}) \geq (\mathbf{y}_k - \bar{\mathbf{g}})^T \bar{\mathbf{A}} (\mathbf{y}_k - \bar{\mathbf{g}}), \quad m = 1, \dots, M-1, k = m+1, \dots, M,$$

где $\bar{\mathbf{A}}$ и $\bar{\mathbf{g}}$ — оценки, полученные на последней итерации. Такое изменение индексов несущественно с точки зрения вычислительной процедуры, оно лишь позволяет избежать громоздких обозначений в последующем изложении.

Вычислим объем симплекса S_y , вершинами которого являются точки $\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_{n+1}$:

$$V_1 = \frac{\sqrt{(-1)^{n-1} \det D}}{2^{n/2} n!},$$

где

$$D = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 1 & 1 & \dots & 1 \\ 1 & 0 & d_{1,2}^2 & d_{1,3}^2 & \dots & d_{1,n+1}^2 \\ 1 & d_{2,1}^2 & 0 & d_{2,3}^2 & \dots & d_{2,n+1}^2 \\ 1 & d_{3,1}^2 & d_{3,2}^2 & 0 & \dots & d_{3,n+1}^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & d_{n+1,1}^2 & d_{n+1,2}^2 & d_{n+1,3}^2 & \dots & 0 \end{pmatrix},$$

$$d_{i,k}^2 = \sum_{j=1}^n (y_{ji} - y_{jk})^2, \quad i, k = 1, \dots, n+1.$$

Если $V_1 < V_M$, повторим вычисление объема V_1 , предварительно заменив точку \mathbf{y}_{n+1} точкой \mathbf{y}_{n+2} . В противном случае найдем эллипсоид минимального объема, содержащий точки $\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_{n+1}$. Параметры искомого эллипсоида можно найти, воспользовавшись преобразованием

$$\mathbf{x} = \mathbf{W}^{-1} \tilde{\mathbf{y}}, \quad (7)$$

где $\tilde{\mathbf{y}} = \begin{pmatrix} \mathbf{y} \\ 1 \end{pmatrix}$, $\mathbf{W} = (\tilde{\mathbf{y}}_1 \dots \tilde{\mathbf{y}}_{n+1})$.

Отображение (7) преобразует $(n+1)$ -мерный вектор $\tilde{\mathbf{y}}_k$ в базисный вектор $\begin{pmatrix} 0 \dots 0 & 1 & 0 \dots 0 \\ \underbrace{\hspace{1cm}}_{k-1} & & \underbrace{\hspace{1cm}}_{n+1-k} \end{pmatrix}^T$, $k = 1, \dots, n+1$, поэтому симплекс S_y преобразуется в стандартный n -симплекс S_x . Эллипсоидом минимального объема, содержащим S_x , является сфера радиуса $R_x = \sqrt{\frac{n}{n+1}}$ с центром в точке $\mathbf{g}_x = \left(\frac{1}{n+1} \dots \frac{1}{n+1}\right)^T$. Следовательно,

$$\mathbf{A} = (\mathbf{W}^{-1})^T \text{diag} \left\{ \frac{n+1}{1} \dots \frac{n+1}{1} \right\} \mathbf{W}^{-1}; \quad \mathbf{g} = \mathbf{W} \mathbf{g}_x.$$

Если какая-либо из точек $\mathbf{y}_{n+2}, \dots, \mathbf{y}_M$ не удовлетворяет условию $(\mathbf{y} - \mathbf{g})^T \mathbf{A} (\mathbf{y} - \mathbf{g}) \leq 1$, она включается в множество вершин симплекса S_y вместо точки \mathbf{y}_{n+1} . Для нового симплекса S_y вновь отыскивается описанный эллипсоид минимального объема. Вычислительная процедура продолжается по изложенной схеме до тех пор, пока не будет найден эллипсоид, содержащий все точки $\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_M$.

Пример

В качестве примера практического применения представленной методики рассмотрим описание результатов электрокардиографии. В таблице приведены данные ЭКГ, содержащей записи 15 циклов сокращений сердца, снятые в первом (правая рука — левая рука) и втором (правая рука — левая нога)

Значения R -зубцов в I и II стандартных отведениях ЭКГ по схеме Эйнтховена (мВ)

№	I	II	№	I	II	№	I	II
1	0,53	0,77	6	0,54	0,82	11	0,56	0,78
2	0,56	0,82	7	0,52	0,85	12	0,59	0,84
3	0,49	0,83	8	0,54	0,81	13	0,52	0,83
4	0,61	0,81	9	0,60	0,81	14	0,61	0,78
5	0,57	0,81	10	0,55	0,79	15	0,48	0,82

стандартных отведений по схеме Эйнтховена. Числа в таблице представляют значение R -зубца в соответствующем стандартном отведении электрокардиограммы, измеренную в милливольтгах.

В результате расчетов, выполненных по предложенному алгоритму, были найдены параметры эллипсоида минимального объема, содержащего все полученные данные:

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 184,3 & 117,3 \\ 117,3 & 596,3 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{g} = (0,55 \ 0,81)^T.$$

Заключение

В заключение можно отметить, что описание по данным эксперимента области возможных значений параметров состояния ЧМС в виде аналитической конструкции (эллипсоида) позволяет достаточно просто осуществлять разделение здоровых и потенциально больных людей, включенных, даже после прохождения соответствующих медицинских комиссий, в состав, например, экипажа судна или корабля, за счет предупреждающей диагностики развития уже имеющихся заболеваний. Так, для командного состава экипажей судов, кораблей, аппарата управления портовыми базами практически отсутствует как внимание к признакам (прогнозирующим) возникновения и развития сердечно-сосудистых заболеваний, так и соответствующий контроль над ними, хотя по данным статистики значительный процент аварий на судоходстве связан именно с внезапным отказом человеческого звена в ЧМС вследствие не обнаруженного ранее (при соответствующем тестировании) сердечно-сосудистого заболевания.

Сравнение областей параметров состояния здоровья людей, не имеющих никаких признаков заболеваний, и потенциальных больных даст возможность определять имеющийся "потенциал здоровья", в том числе и членов экипажей судов, уходящих в длительные рейсы в места, где оперативное лечение связано со многими трудностями или невозможно.

Работа выполнена при поддержке гранта ДВО 12-III-Д-03-002.

Список литературы

1. Черноусько Ф. Л. Оценка фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1988. 320 с.
2. Shor N. Z., Berezovski O. A. New algorithms for constructing optimal circumscribed and inscribed ellipsoids // Optimization Methods and Software. 1992. V. 1. P. 283–299.
3. Кендалл М., Стьюарт А. Статистические выводы и связи. М.: Наука, 1973. 900 с.

УДК 004.946

Ю. И. Бегичев,

канд. техн. наук, доц., нач. отдела,
begichevy@mail.ru, ЗАО "РАА «Спецтехника»",

В. М. Василец,

д-р техн. наук, проф., гл. специалист,

А. В. Пономаренко,

д-р техн. наук, нач. отделения,

ОАО РСК "МиГ",

М. М. Сильвестров,

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

В. А. Чернышов,

д-р техн. наук, проф., генеральный директор,
ОАО "НИИ АО"

Основные положения технологии создания учебно-тренировочного комплекса и эргономического сопровождения на нем жизненного цикла многофункциональных летательных аппаратов

Рассматриваются актуальная технология создания учебно-тренировочных комплексов для летного и инженерно-технического составов многофункциональных летательных аппаратов (ЛА), состав, концептуальные основы построения комплексов, технология профессиональной подготовки авиационного персонала и эргономического сопровождения жизненного цикла многофункциональных ЛА на интеллектуальном интерактивном учебно-тренировочном комплексе.

Ключевые слова: интеллектуальный интерактивный учебно-тренировочный комплекс, интерактивная автоматизированная система обучения, процедурный тренажер, тренажеры унифицированного ряда, эргатический интегрированный комплекс

Введение

Создание перспективных маневренных самолетов в соответствии с многофункциональной концепцией применения авиации предусматривает расширение их возможностей в части применения бортовых средств по высокоскоростным маневренным целям с большой высотой полета, по малоскоростным низколетящим малоразмерным беспилотным летательным аппаратом (ЛА), по наземным и морским подвижным и неподвижным целям, а также обеспечение высокой безопасности полета на предельно малой высоте над сложным рельефом местности.

Эффективное использование летчиком потенциала, закладываемого в самолет и эргатический интегрированный комплекс управления, во многом определяется степенью соответствия систем информационного обеспечения, средств интеллектуальной

поддержки, систем автоматизации управления и органов управления бортовым оборудованием психофизиологическим возможностям летчика при решении профессиональных задач [1].

В связи с разработкой интегрированных бортовых комплексов пилотируемых летательных аппаратов и автоматизацией процессов эксплуатации авиационных комплексов существенным образом изменился характер труда летчиков и инженерно-технического персонала при освоении и эксплуатации этих комплексов. Объединение систем, оборудования и летчика в единый эргатический интегрированный комплекс, представленный на рис. 1, осуществляется путем использования информационных связей, единой индикации, информационно-управляющего поля кабины, вычислительного комплекса, алгоритмического обеспечения режимов взаимодействия летчика с бортовым комплексом и самолетом. Эффективная работа авиационных комплексов и безопасность полетов несравненно в большей степени, чем ранее, зависят от качества функционирования таких систем. Эффективность применения сложных образцов авиационной техники возможна при обеспечении высокого уровня знаний

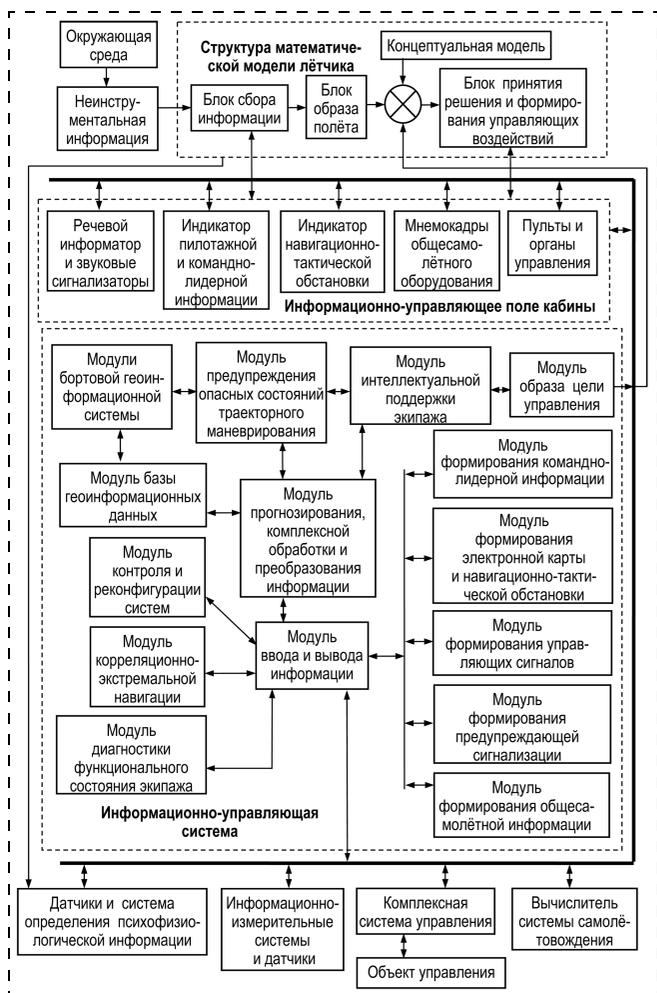


Рис. 1. Структура эргатического информационно-управляющего комплекса многофункциональных летательных аппаратов

и тренировок летного и инженерно-технического персонала с использованием новых учебно-тренировочных средств, развивающих умственные способности, творческое мышление, интеллект, образность представления, комбинаторные свойства ума. Это требует создания обучающих систем и тренажеров на новых принципах их построения и новой технологии профессиональной подготовки. Для решения задач профессиональной подготовки летного и инженерно-технического состава возникла необходимость создания интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса (ИИУТК).

На РСК "МиГ" с участием НИИАО, НИИАС, ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, НИИИ ВМ РФ и др. проведена научно-исследовательская и опытно-конструкторская работа по созданию учебно-тренировочного комплекса, обеспечивающего обучение и тренаж авиAPERсонала, а также эргономическое сопровождение жизненного цикла модернизируемых и перспективных авиационных комплексов. В данной статье рассматриваются концептуальные основы построения нового типа учебно-тренировочного комплекса для авиAPERсонала самолетов типа "МиГ".

Основные положения технологии создания учебно-тренировочного комплекса

Под учебно-тренировочным комплексом понимается совокупность взаимосвязанных инструмен-

тальных и программно-аппаратных средств обучения и тренажа, объединенных единым дидактическим замыслом, методологией профессиональной подготовки и перспективными задачами совершенствования авиационного комплекса в интересах повышения эффективности этого комплекса и профессиональной подготовки авиационных специалистов, снижения финансово-экономических затрат на их подготовку.

Разработанная концепция построения интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса содержит следующие основные положения [2]:

1) учебно-тренировочный комплекс для обучения, тренажа и формирования профессионального мастерства экипажа и технического состава, а также для эргономического сопровождения жизненного цикла авиационных комплексов создается как единая информационно-технологическая среда обучения, тренажа и эргономического сопровождения жизненного цикла интегрированных бортовых комплексов, содержащая в своем составе унифицированный диалоговый моделирующий стенд-тренажер, интерактивную автоматизированную систему обучения с процедурными тренажерами для первоначального обучения инженерно-технического и летного составов, авиационные тренажеры унифицированного ряда для подготовки и тренировки летного состава маневренного самолета, комплексные авиационные тренажеры, автоматизированное рабочее место инструктора-методиста с модулем эталонного управления маневрированием, систему оценки качества деятельности обучаемых, резервов внимания и нервно-эмоционального напряжения, автоматизированную систему управления групповым взаимодействием, автоматизированную систему управления тренировкой (рис. 2);

2) построение ИИУТК основывается на принципах обеспечения унификации, модульности, реконфигурации, высокой мотивации обучения и организации рационального взаимодействия основных систем комплекса в интересах повышения эффективности обучения и тренажа летного и инженерно-технического составов, а также снижения экономических затрат на обучение, приобретение профессионального мастерства и эргономическое сопровождение авиационного комплекса;

3) структурный состав интерактивной автоматизированной системы обучения (ИАСО) базируется на ограниченном использовании штатного бортового оборудования ЛА или имитирующих его приборов, применении имитаторов бортовых систем

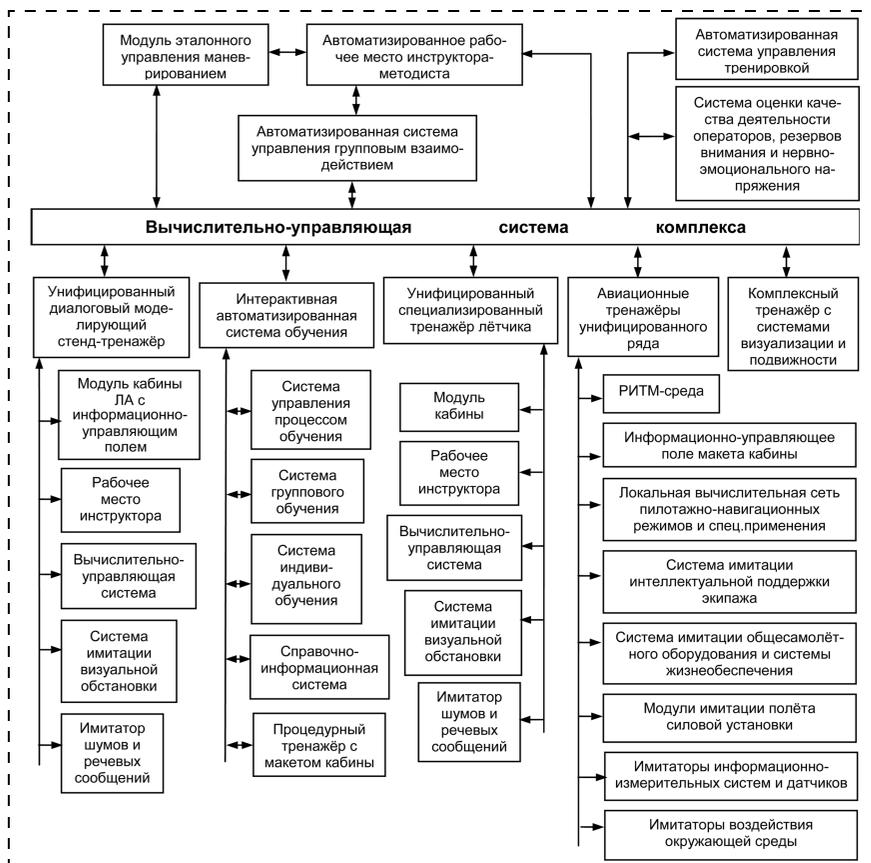


Рис. 2. Структура интерактивного учебно-тренировочного комплекса многофункциональных летательных аппаратов

в виде программных модулей, воспроизводящих динамику и логику функционирования систем на режимах пилотирования и применения ЛА, имитаторов информационно-управляющего поля кабины и рабочих мест операторов при использовании ЖК мониторов, на которых формируются информационные кадры многофункциональных экранных и электромеханических индикаторов, мнемокдры общесамолетной индикации и изображения отдельных пультов управления;

4) в соответствии с концепцией сопровождения жизненного цикла перспективного авиационного комплекса в ИИУТК используются тренажеры унифицированного ряда, обладающие гибкой структурой, возможностью параллельной работы отдельных подсистем и каналов, что позволяет легко перестраивать их под различные задачи и осуществлять подготовку специалистов новых или модернизируемых систем и использовать их в качестве стендов полунатурного и имитационного моделирования бортовых комплексов, а также для первоначального освоения экипажем информационно-управляющего поля и логики работы с бортовым комплексом самолета. При этом, с учетом унифицируемости, значительная часть программно-алгоритмических модулей может служить основой для опережающей разработки тренажеров (в том числе комплексных), поставляемых в войска одновременно с перспективными авиационными комплексами;

5) обучение и тренаж в ИИУТК проводят с использованием современных методик и технических средств при интерактивном взаимодействии обучаемых, инструктора и автоматизированных обучающих систем, обеспечивающих повышение эффективности обучения и мотивации деятельности обучаемого. Создание автоматизированной системы управления тренировкой в системе "инструктор — тренажер — обучаемый" позволяет автоматизировать практическое применение методик подготовки на авиационных тренажерах, обеспечить выявление индивидуальных особенностей обучаемого и построение рациональной стратегии обучения;

6) методология интерактивного обучения и тренажа, построенная на принципах формирования повышенной мотивации творческого решения профессиональных задач, обеспечивается системой путем:

- создания условий диалога обучаемого с ИИУТК;
- гибкого варьирования характеристик ЛА, состава и вида представления информации о состоянии управляемого процесса, способов решения задач при обучении;
- выдачи на информационное поле в соответствии с методикой обучения информации о рациональных управляющих воздействиях (управляющих сигналах) и рациональных алгоритмах деятельности и формирования образа цели управления и специального применения ЛА;
- создания возможности повторения или изменения способа деятельности с любого момента;
- формирования корректной оценки качества деятельности;

- воспроизведения управляемого процесса на информационном поле в натуральном масштабе времени по данным тренировочного полета (по результатам выполненного тренировочного упражнения);
- создания возможности перехода в любой момент тренировочного упражнения на "эталонное" автоматизированное управление процессом эксплуатации ЛА.

Состав и особенности применения основных составляющих интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса

Основными составляющими ИИУТК (рис. 2) являются:

1. Унифицированный диалоговый моделирующий стенд-тренажер.
2. Интерактивная автоматизированная система первоначального обучения летного и инженерно-технического персонала.
3. Унифицированный специализированный тренажер летчика.
4. Авиационные тренажеры унифицированного ряда.
5. Комплексный авиационный тренажер с системами визуализации и подвижности.

Унифицированный диалоговый моделирующий стенд-тренажер, предназначенный для инженерно-психологических исследований и моделирования процессов управления летательным аппаратом, формирования концепции построения эргатического информационно-управляющего комплекса многофункциональных летательных аппаратов и технологии первоначального обучения, содержит модуль кабины ЛА с информационно-управляющим полем, рабочее место инструктора, вычислительно-управляющую систему, систему имитации внекабинной обстановки и другие блоки.

Интерактивная автоматизированная система первоначального обучения (ИАСО) содержит систему группового обучения, систему индивидуального обучения, процедурный тренажер, справочно-информационную систему и систему управления процессом обучения, содержащую библиотеку обучающих программ, сервер и рабочее место системного программиста.

В ИАСО используется метод интерактивного обучения и тренажа путем:

- диалога обучаемого с моделями обучающей системы и электронным инструктором (модулем "эталонного маневрирования");
- воздействий инструктора на процесс обучения через ПЭВМ или непосредственно на обучаемого;
- автоматизированного обучения, предусматривающего использование широкого спектра информационно-программных систем, позволяющих обучаемому получать различные дидактические материалы и проходить тест-контроль усвоения материала учебных дисциплин.

Унифицированный специализированный тренажер летчика представляет собой тренажер модульного исполнения с неподвижной натурной (штатной) кабиной и органами управления самолетом, двигательной установкой и бортовым оборудованием и с синтезируемой системой имитации визуальной обстановки. Тренажер обладает возможностями адаптации под различные модификации самолета с минимальными материальными и временными затратами.

Комплексирование в ИИУТК авиационных тренажеров унифицированного ряда обеспечивает гибкое использование ресурсов, возможность повторного использования одних и тех же средств, а также одновременного обучения и тренировки нескольких экипажей, отрабатывающих выполнение общей задачи во взаимодействии между собой.

Авиационные тренажеры унифицированного ряда являются основой специализированных центров, в которых методическая база и технические средства концентрируются в учебно-тренировочные комплексы. Они содержат макет кабины и локальные вычислительные сети для имитации:

- полета и работы силовой установки;
- функционирования эргатических интегрированных комплексов многофункциональных летательных аппаратов на режимах пилотирования навигации и многофункционального применения ЛА;
- воздействия среды;
- функционирования РИТМ-среды и единой информационно-технологической среды обучения, тренажа и эргономического сопровождения жизненного цикла эргатических комплексов управления ЛА.

Тренажеры содержат как унифицированные устройства и программные блоки, так и дорабатываемые под конкретный ЛА блоки. Физическое и полунатурное моделирование в унифицированном тренажере сводится к минимально возможному уровню. Имитаторы большинства подсистем выполняются в виде отдельных алгоритмических, программных и аппаратных модулей с высоким уровнем совместимости.

В составе учебно-тренировочного комплекса функционируют комплексные авиационные тренажеры, которые предназначены для подготовки членов экипажа в полном объеме их функциональных обязанностей, а также для отработки взаимодействия с другими операторами. Тренажеры обеспечивают отработку упражнений по технике пилотирования, самолетовождению и специальному применению в объеме подготовки экипажа одиночного ЛА.

Комплексный авиационный тренажер с системами визуализации и подвижности. Использование в ИИУТК комплексного тренажера с системами визуализации и подвижности кабины дает возможность решения комплекса задач, связанных с пилотированием самолета в одиночном полете и в составе пары, осуществление тренировки летного состава в условиях использования полностью реального интерьера кабины реального информационно-управляющего поля, а также в условиях моделирования

процессов управления и применения ЛА в натуральном масштабе времени и имитации внекабинного пространства и акселерационных ощущений летчика.

Эффективность системно-комплексного применения ИИУТК для обучения, тренировки и формирования профессионального мастерства достигается путем:

- обеспечения многоуровневого взаимодействия компонентов комплекса;
- обеспечения комплексной задачи функционирования обучаемых как единой системы, а также функционирования ИИУТК с гибким перераспределением лидерства и вспомогательных функций между обучаемыми в зависимости от конкретных задач и хода их решения;
- реализации принципа разделения труда между специалистами при решении частных, специальных задач;
- обеспечения комплексной задачи функционирования партнеров как единого оператора, а также функционирования при гибком перераспределении лидерства в зависимости от конкретной задачи и хода ее решения;
- обеспечения анализа и синтеза информации о результатах обучения с адаптацией заданий к индивидуальным особенностям обучаемых и формирования адекватной учебной ситуации, используемой при принятии решений об успешности обучения;
- обработки и представления преподавателю и инструктору информации об отклонениях результатов обучения от "эталонных", требуемых результатов в процессе решения целевых задач с учетом психологических факторов;
- автоматизации планирования тренировочных упражнений в зависимости от уровня усвоения и отработки навыков обучаемыми.

Важнейшим условием эффективного применения ИИУТК для профессиональной подготовки авиационных специалистов является создание методического обеспечения, отвечающего интеллектуальному уровню построения учебно-тренировочных систем комплекса.

В методологию профессиональной подготовки входят:

- *обучение*, которое предполагает формирование навыков и умений у летного состава путем планомерного выполнения упражнений под руководством инструктора;
- *совершенствование навыков и умений* в целях закрепления их и подготовки экипажа к более сложным условиям полета;
- *восстановление навыков и умений* в технике пилотирования, самолетовождении, при специальном применении и действиях в особых случаях в полете, утраченных летным составом в результате перерыва в выполнении полетов; проводится в целях сокращения времени ввода летного состава в строй.

Интерактивное автоматизированное обучение предусматривает диалог обучаемого с моделями обу-

чающей системы и модулем эталонного управления маневрированием, а также воздействие инструктора на процесс обучения через информационно-управляющую систему или непосредственно на обучаемого.

Формирование модуля "эталонного управления маневрированием ЛА"

Освоение обучаемым информационно-управляющего поля и рациональной структуры деятельности экипажа на динамических режимах полета и применения ЛА, а также формирование навыков на тренажере осуществляются с использованием обучающей визуальной, звуковой и осязательной информации, формируемой модулем "эталонного управления маневрированием".

Создание сценариев для обучения и тренировки летчика с использованием модуля "эталонного управления маневрированием" основывается на использовании нормативных документов — "Курса учебно-лётной подготовки", "Курса боевой подготовки" и "Руководства по лётной эксплуатации".

Для формирования характеристик модуля "эталонного управления маневрированием ЛА" нами используется метод характеристических частот (ХЧ).

Одним из достоинств этого метода является автоматическая подстройка коэффициентов закона управления линейным нестационарным объектом с гарантированным обеспечением заданного запаса устойчивости контуров управления и заданного качества переходных процессов при минимизации времени регулирования.

Суть метода характеристических частот заключается в настройке коэффициентов законов управления таким образом, чтобы ХЧ модели объекта управления, достаточно полно отражающей его динамику (линейная модель с программной подстройкой по режимам полета), совпадали с ХЧ эталонной модели, характеристики которой обеспечивают заданную динамику и запас устойчивости контуров управления. При этом к эталонной модели предъявляются упрощенные требования. В частности, необходимо, чтобы причинно-следственные связи изменения фазовых координат ЭМ соответствовали логике формирования управляющих сил и моментов объекта управления.

Характеристические частоты представляют собой коэффициенты полинома, полученного путем элементарных преобразований коэффициентов характеристического полинома модели (эталонной или объекта управления), имеющие размерность c^{-1} . Поскольку в выражения для ХЧ эталонной модели входят коэффициенты, управляющие качеством переходных процессов и запасом устойчивости, а в выражения для ХЧ объекта управления входят коэффициенты законов управления, то оказывается возможным получение

аналитических зависимостей, реализация которых на этапе синтеза управления обеспечивает требуемую динамику объекта управления и заданный запас устойчивости контуров управления.

Эталонная модель объекта управления может быть представлена в виде системы, изображенной на рис. 3, где

$$f_i = \frac{a_{i+1}}{a_i}; \tag{1}$$

a_i — коэффициенты характеристического полинома системы

$$Y(p) = a_0 p^4 + a_1 p^3 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4, \tag{2}$$

p — оператор Лапласа.

Для алгоритма управления важным элементом настройки является параметр c_{ij} , отражающий расстояние между ХЧ:

$$c_{ij} = \frac{f_i}{f_j},$$

где $i = \overline{0, n-1}$, $j = \overline{1, n}$, n — порядок полинома. Отсюда

$$f_i = f_j c_{ij}. \tag{3}$$

Таким образом, для того, чтобы задать "портрет" эталонной системы, достаточно знать хотя бы одну из ХЧ и определиться с расстоянием c_{ij} .

Как было показано в работах [1, 5], для обеспечения необходимого условия устойчивости системы, описываемой характеристическим полиномом (2), расстояние между соседними ХЧ должно удовлетворять неравенству: $c_{ij} > 1,0$ (где $j - i = 1$), а достаточным условием устойчивости является значение запаса устойчивости $\eta_{ij} > 1,0$ ($i = \overline{0, n-1}$, $j = \overline{1, n}$, n — порядок полинома; при $\eta_{ij} = 1,0$ система находится на границе устойчивости).

Для системы, имеющей 4-й порядок, для вычисления запаса устойчивости справедливо следующее выражение:

$$\eta_{03} = \frac{c_{02} c_{13}}{c_{02} + c_{13}}. \tag{4}$$

С учетом выражения (4) получаем дополнительное условие границы устойчивости системы в виде: $c_{ij} > 2,0$ (где $j - i = 2$), т. е. расстояние между смежными частотами должно быть не менее 2,0.

Таким образом, задавшись, например, наивысшей ХЧ, отражающей динамику углового движения ЛА,

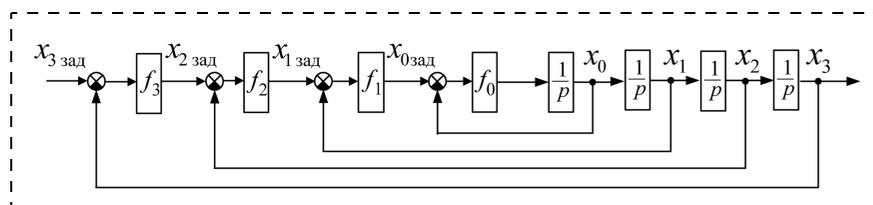


Рис. 3. Эталонная модель управления траекторным маневрированием объекта: x_0, x_1, x_2, x_3 — параметры движения ЛА; $x_{0\text{зад}}, x_{1\text{зад}}, x_{2\text{зад}}, x_{3\text{зад}}$ — заданные значения перечисленных параметров; f_0, f_1, f_2, f_3 — коэффициенты эталонной модели — суть характеристические частоты

а также запасом устойчивости (например, $\eta_{03} = 2,0$), можно рассчитать остальные ХЧ и получить желаемый портрет динамики системы.

Итак, задача синтеза контура "эталонного управления маневрированием" решается следующим способом:

- задается структура закона управления и определяются коэффициенты характеристического полинома;
- исходя из назначения ЛА, его классификации и требований к переходным процессам, данных конкретного ЛА и экспертных замечаний летчиков формируются желаемые характеристические частоты;
- определяется зависимость передаточных чисел от коэффициентов желаемого характеристического полинома и характеристик объекта.

В процессе счета коэффициенты корректируются при изменении высоты и скорости.

Методология исследований и эргономического сопровождения жизненного цикла эргатических комплексов управления ЛА

Разработанная методология содержит следующие основные положения:

1) использование системного подхода к задаче создания эргатических комплексов управления ЛА требует учета человеческого фактора, технических характеристик и условий, определяющих эффективность эргатического комплекса управления, применения методов авиационной эргономики и инженерной психологии во взаимосвязи с технической кибернетикой, а также теорией анализа и синтеза систем;

2) эффективность и надежность эргатического комплекса управления определяются в результате взаимодействия человека и техники в процессе управления при использовании техники человеком, а не отдельно взятыми биологическими и психофизиологическими качествами летчика и не техническими свойствами оборудования;

3) необходимо обеспечение рационального взаимодействия человека-оператора, техники и модуля формирования цели управления (образа—цели), принципы функционирования которого могут реконструироваться в процессе управления авиационным комплексом в зависимости от изменения целевых задач, условий и факторов, определяющих эффективность эргатического комплекса управления;

4) необходимо формирование модуля цели управления (образа цели), обеспечивающего:

- обработку сигналов о состоянии бортовых систем и параметрах движения, оценку параметров внешней среды и состояния экипажа;
- обработку и структурирование бортовых информационных потоков;
- обработку цифровой картографической информации геоинформационной системы;
- формирование решений на основе геоинформации;
- построение моделей опасных объектов;

- динамическую коррекцию величин ограничений на основе анализа текущего состояния бортового комплекса оборудования ЛА и выполняемой задачи;
- динамическое распределение приоритетов аварийных и предупреждающих сигналов на основе анализа текущего состояния и выполняемой задачи;
- поддержание готовности экипажа к "перехвату" управления при отказах системы автоматизированного управления;
- подготовку рекомендаций экипажу в виде префиксных структур;
- формирование информации для текстовых сообщений на основе анализа состояния ЛА и сформированных рекомендаций, выдачу сигнальных сообщений;
- формирование сигналов управления высокоточным маневрированием, предупреждения опасных состояний траекторного управления с использованием пилотажной командно-лидерной индикации;
- формирование информации управления образом цели ("лидером");

5) решение задач разработки концепции построения, архитектуры, информационного обеспечения, логики функционирования и унифицированного алгоритмического обеспечения эргатического комплекса управления перспективного многофункционального маневренного самолета базируется на результатах:

- ✓ выявления закономерностей взаимодействия человека (оператора) со средствами деятельности и окружающей средой и проведения рационального согласования возможностей, свойств и психофизиологических характеристик человека, характеристик авиационного комплекса и целевых задач управления (образа—цели) в интересах повышения качества, эффективности функционирования авиационного комплекса и безопасности полета модернизируемых и перспективных ЛА;
- ✓ разработки модуля формирования параметров и динамики изменения цели управления и применения (образа цели);
- ✓ формирования наилучших условий для деятельности экипажа на основе выявленной структуры и логики этой деятельности при широком варьировании в диалоговом режиме характеристик информационно-управляющего поля и цели управления, вариантов логики взаимодействия экипажа с информационно-управляющим бортовым оборудованием, структуры и характеристик систем управления ЛА;
- ✓ разработки унифицированного алгоритмического обеспечения функциональных задач эргатического интегрированного комплекса управления (ЭИКУ) ЛА и гармоничного человеко-машинного взаимодействия;
- ✓ разработки унифицированного алгоритмического обеспечения функциональных задач эргатического интегрированного комплекса управления

ЛА и гармоничного человеко-машинного взаимодействия;

- ✓ создания и широкого использования диалоговых моделирующих комплексов для отработки информационно-управляющего бортового оборудования ЛА;
- ✓ формирования принципов и алгоритмов реконфигурации ЭИКУ в соответствии с опасными состояниями полета и диагностикой функционального состояния экипажа;
- ✓ использования сквозного поэтапного эргономического сопровождения разработки, создания, лабораторных и летно-конструкторских испытаний эргатического интегрированного бортового комплекса управления ЛА с одновременным созданием и развитием унифицированного специализированного тренажера для предварительного освоения экипажем летной деятельности с отработанным и принятым для летной эксплуатации информационно-управляющим бортовым оборудованием ЛА, а также для эргономического сопровождения жизненного цикла перспективного и модернизируемого авиационных комплексов.

Многоуровневая система обучения, тренировки, исследований и эргономического сопровождения жизненного цикла авиационных комплексов на базе интерактивного учебно-тренировочного комплекса обеспечивает следующие шесть уровней ее применения.

На *первом уровне* создается моделирующий стенд-тренажер для инженерно-психологических исследований и моделирования процессов управления летательным аппаратом, формируется концепция построения эргатического информационно-управляющего комплекса многофункциональных летательных аппаратов, отрабатываются его структура и характеристики.

На *втором уровне* создается средство формирования наиболее важных индивидуальных свойств личности и психических функций, определяющих профессионально важные качества летной деятельности с использованием индивидуальных средств обучения на базе персональных ЭВМ.

На *третьем уровне* используются специализированные тренажеры, формирующие надежность действий при решении пилотажно-навигационных, тактических задач и успешность профессиональной деятельности на фоне воздействия отрицательных факторов полета и измененного психофизиологического состояния.

На *четвертом уровне* задействуется комплексный подход для отработки профессионализма и автоматизированной оценки уровня готовности к конкретному полетному заданию.

На *пятом уровне* применяется интерактивный учебно-тренировочный комплекс для решения многофункциональных задач подготовки летного и инженерно-технического состава на этапах обучения, тренировки и формирования профессионального мастерства.

На *шестом уровне* интерактивный учебно-тренировочный комплекс используется для освоения и тренажа летной эксплуатации модернизируемых систем интегрированного бортового комплекса и для эргономического сопровождения жизненного цикла авиационного комплекса и проведения исследований по совершенствованию методов обучения и обоснованию принципов дальнейшего развития авиационных комплексов ФА.

Освоение обучаемыми информационно-управляющего комплекса ЛА и рациональной структуры деятельности экипажа на динамических режимах полета может осуществляться с использованием обучающей информации, формируемой моделью "эталонного летчика" (электронным инструктором) и выдаваемой на видеомониторы в виде:

- заданных сигналов управления, обрабатываемых контурами автоматического управления или обучающимся в режиме директорного управления,
- текстовых сообщений о заданных воздействиях летчика на командные органы управления,
- графического представления лидерной информации и наглядной приборной информации о состоянии процесса управления.

Интеллектуальный интерактивный учебно-тренировочный комплекс технически реализован в РСК "МиГ", апробирован и внедрен в учебно-тренировочный процесс ряда авиационных организаций. Разработанная технология создания учебно-тренировочного комплекса и его применения для эргономического сопровождения жизненного цикла эргатических интегрированных комплексов многофункциональных летательных аппаратов на базе унифицированного диалогового моделирующего стенда-тренажера, интерактивной автоматизированной системы обучения, унифицированного специализированного тренажера летчика, авиационных тренажеров унифицированного ряда может быть применима при разработке систем профессионального обучения для самолетов любых типов, автомобильной, железнодорожной, корабельной и космической техники.

Список литературы

1. **Эргатические** интегрированные комплексы летательных аппаратов / М. М. Сильвестров, Ю. И. Бегичев, А. Г. Варочко и др. Под ред. Сильвестрова М. М. М.: Филиал Воениздата, 2007. 510 с.
2. **Интеллектуальные** интерактивные учебно-тренировочные комплексы / А. В. Пономаренко, В. М. Василец, А. И. Наумов и др. М.: Филиал Воениздат, 2006. 260 с.
3. **Чернышев В. А., Сильвестров М. М.** Методология создания и концепция построения эргатического интегрированного комплекса управления многофункционального маневренного самолета / Под ред. М. М. Сильвестрова. Тверь: Триада, 2009. 216 с.
4. **Пономаренко А. В., Халтобин В. М.** 9-я Всероссийская НТК "Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского". Концепция построения авиационных технических средств обучения. М.: ВВИА, 2010. С. 14–16.
5. **Козиров Л. М., Колчин А. А., Пономаренко В. А., Сильвестров М. М.** Автоматизация управления летательными аппаратами при различных вариантах включения летчика в контур управления. М.: Воениздат, 1984. 312 с.

КОНТРОЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 681.527.7

Н. Н. Чубуков, вед. инженер,
metrolog.pribor@mail.ru,
ООО "КИК "ТрансПроект"

Алгоритмизация калибровок мехатронных систем с использованием сэмплинга

Рассмотрен структурно-параметрический синтез операторов калибровок мехатронных систем с использованием сэмплинга. Сделан акцент на принадлежности калибровок к обратным и некорректным задачам математической статистики и на сэмплинге как эффективном методическом средстве снижения фактора некорректности. Разработан набор критериев идентификации оператора калибровки, удовлетворяющий условиям парето-оптимальности и соответствующий требованиям метрологических стандартов.

Ключевые слова: мехатронная система, автоматизация, обратная задача, некорректная задача, калибровка, функционал, оператор, сэмплинг

Введение

Интеллектуализация мехатронных систем предполагает усложнение алгоритмов обработки, в том числе за счет наращивания числа измерительных каналов, основным функциональным элементом которых являются сенсоры. Число параметров состояния современных мехатронных систем и физических факторов среды, контролируемых с помощью сенсоров, исчисляется сотнями и тысячами. В ходе сложных вычислений наследуемые с выходов измерительных каналов погрешности трансформируются и могут возрасти до критических значений. Поэтому способность мехатронных систем выполнять свои функции в соответствии с назначением во многом обусловлена метрологическими свойствами входящих в их состав датчиков.

Основной метрологической характеристикой измерительных каналов является калибровочная функция, поэтому наиболее ценным средством повышения точности мехатронных систем всегда будет оставаться калибровка всех входящих в нее измерительных каналов. Увеличение с ростом числа измерительных каналов объема ручных операций при проведении калибровок определяет актуальность исследований по поиску эффективных способов повышения степени автоматизации калибровочных работ. Одно из серьезных препятствий для этого состоит в принадлежности задачи калибровки к классу некорректных задач математической стати-

стики, поскольку ее решение сопряжено с обратимостью линейных операторов при существенной неопределенности исходных данных. Вопросам снижения некорректности задач этого класса уделяется огромное значение во всем мире из-за их широкой применимости в самых различных областях знаний: астрономии, геологии, картографии, проектировании, медицине, маркетинге и т. п., а также по причине высокой ответственности за принятые на их основе решения. В нашей стране научной школой А. Н. Тихонова была создана математическая теория некорректно поставленных задач [1]. В развитие методов решения обратных и некорректных задач внесли большой вклад известные российские ученые В. Я. Арсенин, А. Б. Бакушинский, А. В. Гончарский, В. В. Васин, В. К. Иванов, В. П. Танана, М. М. Лаврентьев, В. А. Морозов, А. М. Денисов, В. Н. Страхов, А. И. Прилепко.

Цель данной работы состоит не в анализе причин и математическом обосновании некорректности обратной задачи калибровки, этому посвящено достаточное число публикаций. Статья имеет практическую инженерную направленность и ориентирована на поиски эффективных способов повышения качества калибровок, которые можно реализовать современными средствами и методами обработки измерительной информации.

Постановка задачи

Калибровка представляет собой измерение при заданных условиях и известных значениях входной величины, устанавливаемых по эталону. Измерительный канал считается откалиброванным, когда на всем диапазоне изменения физического параметра обеспечивается соответствие эталонным значениям данных, полученных путем обработки сигналов на выходе измерительного канала, с требуемой точностью. Задачу калибровки можно сформулировать в следующем виде.

Пусть линейный оператор, которым описывается измерительный канал, действует из нормированного пространства Z в нормированное пространство U :

$$AZ = U. \quad (1)$$

Калибровке удовлетворяет решение операторного уравнения (1) относительно Z с помощью обратного преобразования:

$$Z = A^{-1}U. \quad (2)$$

Решение (2) означает восстановление значения физической величины z на входе сенсора по текущему наблюдаемому или запомненному выходному сигналу u . Задача (2) является обратной по опреде-

лению, поскольку искомая физическая величина z может быть найдена путем обратного к (1) преобразования по экспериментально полученной величине u . Множество значений измеряемой величины \mathbf{Z} будем называть оригиналом, результат его отображения в \mathbf{U} — образом, а результат обратного отображения \mathbf{U} в \mathbf{Z} — прообразом.

Совпадение оригинала с прообразом за счет применения оператора \mathbf{A}^{-1} является идеальным случаем, но по большей части невыполнимым на практике, из-за особенных свойств этого оператора, определяющих, в конечном счете, некорректность калибровок. Выход из этой ситуации состоит в регуляризации путем замены оператора \mathbf{A}^{-1} некоторым приближенным к нему оператором $\mathbf{G} \neq \mathbf{A}^{-1}$. При этом (2) можно переписать в виде

$$\mathbf{Z} = \mathbf{G}\mathbf{U} + \delta, \text{ где } \delta > 0. \quad (3)$$

Здесь δ — является известной малой положительной величиной, определяющей точность калибровки.

Критериальный синтез

Необходимость учета нескольких показателей качества измерений при калибровке предполагает их возможную противоречивость и требует поиска паретооптимальных решений.

Качество полученных результатов выражается набором следующих показателей, определяемых метрологическими стандартами [2].

1. *Воспроизводимость*. Определяет способность измерительного канала повторять в серии последовательных измерений близкие результаты при фиксированном значении физической величины на входе. В рамках решаемой задачи под воспроизводимостью будем понимать свойство измерений, выражающееся в восстановлении оператором калибровки значений на входе измерительного канала, не использованных для расчета параметров. Критерием воспроизводимости является невязка между взятыми на ненаблюдаемой области диапазона эталонным отсчетом измеряемой величины и экстраполяцией на этот отсчет модели.

2. *Правильность*. Выражает систематическую составляющую погрешности, остающуюся неизменной от опыта к опыту. Для учета изменяющейся по причине дрейфа технических характеристик систематической погрешности измерительный канал калибруется с установленной периодичностью.

3. *Сходимость*. Характеризует случайную составляющую погрешности, которая рассматривается как область нахождения искомой величины относительно математического ожидания с заданной вероятностью.

4. *Точность*. Определяется минимумом суммарной погрешности результатов. Количественной характеристикой точности калибровки является отклонение модельного значения измеряемого параметра от его эталонного значения. Суммарная

погрешность зависит от вида аппроксимирующей функции, поскольку ее удачным выбором систематическая погрешность может быть существенно снижена, а случайная может рассматриваться как отклонение от расчетного значения, которое не удалось исключить подбором модели. Поэтому критерий точности будет характеризовать также правильность и сходимость результатов измерения и представлять собой невязку по выходу измерительного канала.

5. *Достоверность*. Определяет степень доверия к результатам измерений. Достоверность оценивается методами теории вероятности и математической статистики как предельная величина статистической сходимости результатов измерений при заданном значении доверительной вероятности.

Воспроизводимость является наиболее значительным из приведенных показателей качества измерений. Воспроизводимая модель измерений означает статистическую устойчивость опыта, при которой стрелка вольтметра, измеряющего напряжение на выходе измерительного канала, останавливается вблизи определенной метки шкалы при одних и тех же (даже неизвестных) значениях входного сигнала. Только при этом условии калибровка шкалы методом сличения с эталоном имеет смысл, так как обеспечивает возможность получения в повторных опытах близких оценок измеряемого параметра.

Общее требование к методикам калибровки по воспроизводимости означает, что для серии из n измерений оператор \mathbf{G} должен отображать последовательность u_n (образ) в последовательность z_n (прообраз), сходящуюся к z (оригиналу) при условии, что оператор \mathbf{A} отображает z в последовательность u_n , сходящуюся к u . Это требование может быть записано в следующем виде:

$$\mathbf{A}(z \in \mathbf{Z}) \rightarrow (\{u_n\} \in \mathbf{U}); \mathbf{G}(\{u_n\} \in \mathbf{U}) \rightarrow (z_n \in \mathbf{Z}) \rightarrow z. \quad (4)$$

Идентификация оператора калибровки \mathbf{G} заключается в определении структуры \mathbf{S} и параметров θ , обеспечивающих минимум обобщенного показателя качества калибровки Ω :

$$\Omega = \min_{\text{varS}, \theta} \{ \mathbf{Z} - \mathbf{G}(\mathbf{U}, \mathbf{S}, \theta) \}. \quad (5)$$

Обобщенный критерий оптимизации Ω должен:

- представлять собой свертку метрического пространства, шкалы которого выражают частные показатели метрологического качества измерений [2];
 - осуществлять количественную оценку приближения искомого оператора \mathbf{G} к "идеальному" оператору \mathbf{A}^{-1} .
- Выполнение этих требований предполагает:
- определение способа комбинирования частных показателей в обобщенный критерий;
 - установление соответствия между частными показателями качества калибровки и параметрами оператора калибровки, путем изменения которых алгоритм идентификации выполняет поисковые движения к оптимуму (5).

Критерий воспроизводимости имеет приоритет по отношению к остальным показателям качества, поскольку если модель не воспроизводит в повторных измерениях результатов, о точности и достоверности говорить не имеет смысла. После нахождения самой воспроизводимой модели резерв повышения ее точности состоит в пересчете параметров на полной выборке путем минимизации невязки по выходу измерительного канала.

Радикальным приемом критериального синтеза оператора калибровки является использование отрицательных обратных связей, реализующих математическую взаимосвязь частных критериев качества искомого оператора с соответствующими изменяемыми параметрами. Для этого процедуру калибровки необходимо разбить на этапы таким образом, что минимизация погрешностей соответствующего этапа измерений достигается нахождением оптимального значения изменяемого параметра математической модели, включенного в контур обратной связи, охватывающей данный этап.

Роль сэмплинга в снижении некорректности калибровок

Некорректность решаемой задачи может быть в какой-то степени снижена, если исходить из следующих рассуждений. Обычно методы статистической идентификации используются в предположении, что для моделирования случайных процессов, реализации которых представлены исходными данными для калибровки, необходимо построить функцию математического ожидания, расположенную как можно ближе к "истинной", единственной для данного процесса, порождающей функции. Фиктивность представления об "истинной" модели в контексте статистической идентификации обоснована в работе [3] и резюмирована Л. Льюнгом в следующей цитате: "... в практическом плане необходимо располагать более прагматической концепцией достоверности модели. Приемлемость модели следует понимать не в плане ее "истинности", а скорее в плане "полезности".

В нормативно-технических документах по метрологии ввиду сложности описания не приводятся методические указания, требования или рекомендации по формированию у оператора калибровки "полезных" свойств, определяющих его способность выполнять целевые задачи. Между тем серьезность вопроса моделирования цели очевидна из следующего примера.

Пусть случайный процесс $\Psi(t)$ представлен выборкой объема N : $X(t_1), X(t_2), \dots, X(t_N)$. Необходимо решить три задачи:

1. Выполнить условно долгосрочный прогноз для $X(t_{N+10})$;
2. Выполнить условно краткосрочный прогноз для $X(t_{N+1})$;
3. Определить функцию $X = X(t)$ для восстановления значения X в любой точке внутри выборки.

Если взять для моделирования традиционный подход, ориентированный на единственность описания статистических свойств $\Psi(t)$, то результатом будут три одинаковые функции. Дело в том, что правилом расчета критерия качества модели не учитывались существенные детали: глубина прогноза, характер статистических трендов случайного процесса, представленного выборочными данными, и совершенно игнорировалась целевая специфика задач.

Выходом из данного затруднения может стать использование системного принципа разнообразия. Этот принцип в последние три десятилетия все более активно внедряется в инженерные приложения математической статистики благодаря разработке таких методов перекрестной валидации данных, как бутстреп-анализ [4], метод группового учета аргументов [5] и др. Проявление принципа разнообразия в идентификации оператора калибровки состоит в том, что на незнание статистических свойств исходных данных алгоритм отвечает разнообразием генерируемых моделей, каждая из которых подвергается кросс-проверке по определенной единой для всех моделей схеме.

Современная методология, реализующая принцип разнообразия и обобщающая весь спектр средств статистического анализа, основанный на управлении исходными данными, называется *сэмплингом* [6]. В математической статистике под сэмплингом понимается набор приемов для разбиения исходной выборки на рабочие и контрольные участки по определенным правилам. На рабочих участках выполняется расчет параметров "конкурирующих" моделей, на контрольных оценивается их способность восстанавливать значения, которые не использовались для расчета параметров.

Сэмплирование, с одной стороны, устраняет основное препятствие для автоматизации калибровок, причина которого кроется в невозможности установления строгой математической связи между варьируемым параметром и значением критерия воспроизводимости. С другой стороны, сэмплинг автоматически переводит алгоритм структурно-параметрической идентификации оператора калибровки в разряд эвристических.

В отношении приведенного примера случайного процесса $\Psi(t)$, представленного выборкой глубины N , первой задаче — "длинной" экстраполяции за пределы выборки — соответствует вариант сэмплинга с исключением из расчетов параметров модели десяти последних выборочных значений подряд. Контрольным будет десятый отсчет. Рабочая подвыборка составит все значения, за исключением этой десятки. Затем альтернативным перебором определяется наилучшая модель, которая точнее других спрогнозировала контрольную точку. Изменением положения исключенных отсчетов, без нарушения их числа и неразрывности, формируется статистика невязок, применимая для расчета критерия. Алгоритм как бы "экзаменует" модели по экстраполяции на заданную глубину и выбирает из них ту, которая

наиболее точно улавливает тренды, содержащие информацию о значениях на лаге длиной в десять отсчетов.

Второй задаче будет соответствовать сэмплирование с исключением из расчетов по одной контрольной точке, с комбинированием числа и порядка учитываемых для прогноза предыдущих значений.

В третьей задаче будет оправдано дробление выборки на взаимопроникающие блоки, когда контрольные значения "вкраплены" между рабочими. Длина таких блоков и глубина их взаимопроникновения должна учитывать интервалы между соседними точками диапазона, требуемые устойчивость и точность оценок. Так, третьей задаче может соответствовать исключение из расчетов каждого третьего отсчета выборки и применение исключенных данных для контроля с циклическим переназначением контрольных и рабочих подвыборок.

Выбор вариантов сэмплинга неоднозначен и определяется на основе опыта и знаний оператора о свойствах исходных данных, цели решаемой задачи, а также может подбираться или уточняться экспериментально. Число приемлемых способов разбиения диапазона на порядки превосходит объем выборки и дает достаточное разнообразие средств для выражения полезности моделей. Сэмплинг может оказаться эффективным в отношении калибровок и обратных задач в целом, поскольку он является:

- альтернативой морально устаревшему параметрическому способу проверки гипотез о принадлежности данных теоретическому распределению;
- эвристическим и открытым по отношению к оператору, выбирающему из заданного набора вариант сэмплинга, соответствующий специфике задачи;
- средой формирования нормированных критериальных функций, удобных для моделирования цели, статистической корректировки цели, количественно отражающей близость к ней;
- средством построения эмпирических распределений, что позволяет накапливать статистику, определять или уточнять вариант сэмплинга и оценивать достоверность результатов;
- экономически перспективным, способным выделять наименьший достаточный для калибровки набор выборочных данных из диапазона измерений и, тем самым, снижать затратность калибровочных работ;
- повышающим интеллектуальность измерений за счет придания оператору калибровки системных свойств целесообразности, целостности, рациональности, иерархичности, самоорганизации и достаточного разнообразия.

Структурно-параметрический синтез оператора калибровки

Предлагается общая схема синтеза оператора калибровки, показанная на рис. 1, где вход и выход измерительного канала представлены множествами

Z и U , подвергаемыми сэмплингом разбиению на наблюдаемые и ненаблюдаемые подмножества; K_1, K_2 — преобразователи входа и выхода измерительного канала; $U = f(Z, S, \hat{\theta}) + \xi_U$ — модель функции преобразования; Z — вектор значений измеряемого параметра на входе измерительного канала; Z^3 — вектор эталонных отсчетов измеряемого параметра, используемых для калибровки; S — структурный вектор функции преобразования (параметр оптимизации по критерию воспроизводимости); $\hat{\theta}$ — вектор коэффициентов функции преобразования (параметр оптимизации по критерию точности); $Z = f^{-1}(U, S, \hat{\theta}) + \xi_Z$ — модель функции, обратной к функции преобразования; $\xi_Z = \{Z^3 - f^{-1}(U, S, \hat{\theta})\}$ — модель невязки экстраполяции обращенной функции преобразования измерительного канала по входу; $Z = G(U, \hat{S}, \hat{\theta})$ — модель калибровочной характеристики.

Преобразователи K_1 и K_2 необходимы для приведения энергоинформационных потоков к единому виду с целью обеспечить возможность их сравнения.

Первое приближение модели выполняется таким образом, что аргументом является эталонное значение входного сигнала:

$$\hat{U} = f(Z^3, S, \hat{\theta}) + \xi_U. \quad (6)$$

Это связано с принципиальным для применимости статистического анализа условием детерминированности независимой переменной, требующим минимума погрешностей ее измерения [7]. Дело в том, что точно измеренный вход измерительного канала всегда будет содержать меньше неопределенности, чем точно измеренный его выход, поскольку выходная величина включает в себе дополнительные погрешности, обусловленные классом точности сенсора, который не является технически совершенным техническим устройством и не может выполнить идеальное преобразование.

Вектор параметров θ модели функции преобразования (6) оценивается методом наименьших квад-

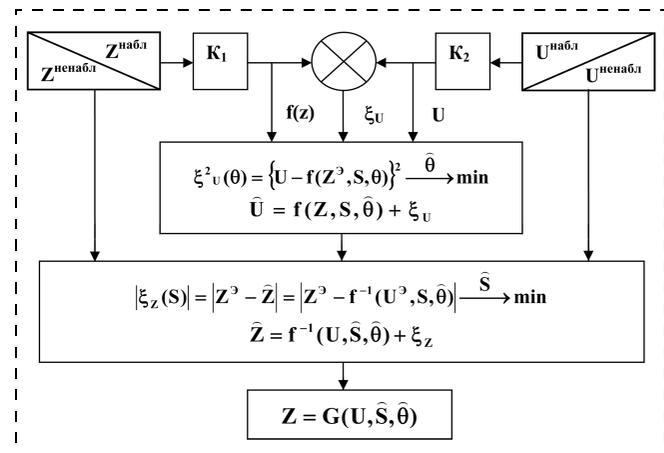


Рис. 1. Схема структурно-параметрического синтеза оператора калибровки

ратов путем минимизации квадрата невязки по выходу ξ_U :

$$\xi_U^2(\theta) = \{U - f(Z^3, S, \theta)\}^2 \xrightarrow{\theta} \min. \quad (7)$$

При этом параметры модели (7) находятся матричными методами решения систем линейных алгебраических уравнений.

Нередко (6) используется как модель калибровочной функции, что неправомерно, поскольку:

а) аргументом в калибровочной функции должна быть величина u , а не z ;

б) из (6) можно рассчитать только невязку по выходу, а показателем качества калибровки является погрешность восстановления оригинала, которую выражает невязка по входу;

в) формула (6) не характеризует воспроизводимость.

Прогнозные свойства модели существенно зависят от выбранного для аппроксимации (6) вида функций (линейная, логарифмическая, тригонометрическая и др.). Поэтому вводится понятие структуры модели S , которая является варьируемым фактором при оптимизации оператора калибровки по критерию воспроизводимости. Для структурного синтеза удобны функции в классе степенных рядов, набор из отрезков которых позволяет задавать большое разнообразие моделей и аппроксимировать зависимость любого вида. Тогда перебором на множестве структур $\{S_i, i = \overline{1, n}\}$ оценивается качество моделей по способности восстанавливать оригинал Z на контрольных участках, которые не использовались для расчета параметров. Получение прообраза для расчета невязки по входу достигается обращением функции преобразования, в которую U входит уже как аргумент:

$$\widehat{Z} = f^{-1}(U, \widehat{S}, \widehat{\theta}) + \xi_z. \quad (8)$$

Подстановкой в (8) элементов из ненаблюдаемого подмножества U^3 определяется прообраз \widehat{Z} , который можно сравнивать с оригиналом и тем самым рассчитать невязку по входу:

$$|\xi_Z^3(S)| = |Z^3 - \widehat{Z}| = |Z^3 - f^{-1}(U^3, S, \widehat{\theta})| \xrightarrow{S} \min. \quad (9)$$

Выражение (9) является основой для оценивания воспроизводимости проверяемых структур моделей из счетного множества $\{S_i, i = \overline{1, n}\}$.

Обратная экстраполяция для расчета критерия воспроизводимости

Основная проблема структурной идентификации оператора калибровки заключается в сложности аналитического обращения базовых функций модели (6), представленных полиномами произвольного вида, задаваемого структурным вектором S . Решение состоит в определении наилучшей оценки ошибки экстраполяции восстановления входа измерительного канала $|\xi_Z^3(S)|$ путем подстановки в (9)

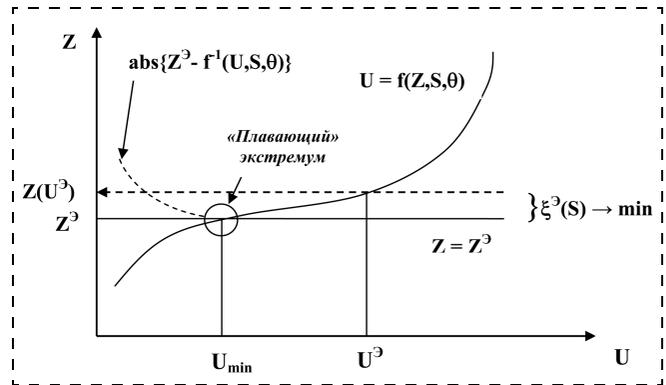


Рис. 2. Иллюстрация к методу поиска оптимальной структуры оператора калибровки

пар значений Z^3 и U^3 из ненаблюдаемых подмножеств. Для расчета невязки экстраполяции обратного функционала задача (9) приводится к экстремальному виду. Эффект "плавающего экстремума" (рис. 2), при котором минимум задается произвольно в любой точке пересечения функций $Z = Z^3$ и $Z = f^{-1}(U)$, достигается за счет использования модуля ошибки обратной экстраполяции (9). При этом экстремум отыскивается последовательным приближением численными методами (дихотомии, Фибоначчи и т. п.) [8].

Окончательная модель оператора калибровки имеет вид

$$Z = G(U, \widehat{S}, \widehat{\theta}). \quad (10)$$

Это выражение отвечает формальным требованиям, предъявляемым к операторам калибровок, поскольку аргументом является выходной электрический сигнал сенсора, а найденные оценки структуры и параметров данного оператора обеспечивают наилучшую по выбранным критериям точность и воспроизводимость измерений.

Способ обращения полиномиальной функции

Однако необходимость аналитического обращения полинома известного вида при восстановлении значения входного параметра остается серьезным препятствием для применения этого оператора, поскольку (10) приводится к виду

$$Z = f^{-1}(U, S, \theta). \quad (11)$$

Правая часть в (11) выражается из полиномиальной функции (6), что само по себе уже представляет сложность для почти всех полиномов выше первой степени, не говоря уже о нахождении их вещественных корней (исключение составляет формула Кардано для неполного кубического полинома [9]).

Использование в мехатронных системах микропроцессоров с высоким быстродействием обеспечило возможность практического нахождения значения обратной функции без ее аналитического обращения при известной прямой функции $U = f(Z, S, \theta)$

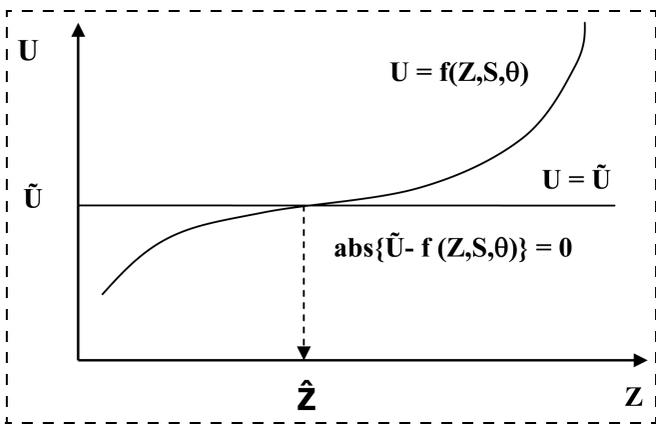


Рис. 3. Иллюстрация к восстановлению входного сигнала сенсора по наблюдаемому выходу без аналитического обращения функции преобразования

для любого известного наблюдаемого на выходе сенсора сигнала \tilde{U} (рис. 3).

Координата \hat{Z} , соответствующая точке пересечения графиков функций на рис. 3, является решением системы уравнений

$$\begin{cases} U = f(Z, \hat{S}, \hat{\theta}); \\ U = \tilde{U}. \end{cases} \quad (12)$$

Система уравнений (12) относительно интересующего нас значения аргумента Z решается приравниванием правых частей, с последующим применением численных методов поиска экстремума [8] к абсолютному значению их разности:

$$|\tilde{U} - f(Z, \hat{S}, \hat{\theta})| = 0. \quad (13)$$

Неудобство по сравнению с традиционными методами калибровок, заключающееся в необходимости микропроцессорных вычислений по (13) текущих значений входного параметра численными методами, не является препятствием для современных средств обработки данных, поскольку первое приближение сходится к искомой оценке \hat{Z} с требуемой точностью примерно за 10...20 итераций.

Полученные из формулы (9) при переборе структур модели из множества $\{S_i, i = \overline{1, n}\}$ образуют трубку статистической устойчивости, которая в каждом сечении диапазона даст эмпирическое распределение, пригодное для непараметрического оценивания достоверности результатов по формуле (10) с использованием квантилей несимметричного интервального оценивания.

Перспектива развития метода

Степень автоматизации калибровок может быть повышена при добавлении в схему (см. рис. 1) дополнительного внешнего контура, в котором объектами оптимизации являются объем выборки и способ разбиения диапазона, а критерием остается минимум невязки обратной экстраполяции. Тогда

путем выделения наилучших отсчетов из областей определения Z и U может быть найден оптимальный план измерительного эксперимента. Научно-методическим аппаратом для реализации этого контура является теория планирования эксперимента [10].

Заключение

Очевидно, что при нахождении оператора калибровки все необходимые операции были реализованы достаточно простыми и корректными методами.

При этом оператор калибровки рассматривался как сложная система, формируемая в соответствии с системными принципами: целостности, рациональности, иерархичности, самоорганизации и достаточного разнообразия. Целостность оператора калибровки становится очевидной из бессмысленности раздельного рассмотрения этапов его нахождения, только в совокупности эти этапы обладают интегративными свойствами. Рациональность определяется "знанием" алгоритма о том, что является правильным, вследствие "привязки" всех математических операций к эталонам. Парето-оптимальность и непротиворечивость оператора калибровки достигается ранжированием критериев отбора моделей. Фактически организованы три уровня приближения оператора калибровки, определяемые критериальной иерархией:

- *1-е приближение*: параметрическая идентификация с использованием сэмплинга по внутреннему критерию (невязка по выходу, привязанному к эталону). Выполняется потому, что статистически корректно расчет коэффициентов может быть реализован только этим способом.
- *2-е приближение* (по воспроизводимости): структурная идентификация с использованием сэмплинга по условию минимума модуля невязки экстраполяции на вход относительно эталона.
- *3-е приближение* (по точности): окончательная подстройка параметров модели на полной выборке по критерию минимизации невязки по выходу относительно эталона.

Самоорганизация оператора калибровки состоит в том, что алгоритм благодаря охвату структурной схемы (см. рис. 1) отрицательными обратными связями самостоятельно, без вмешательства человека, выполняет поиск оптимума путем выдвижения гипотез о наилучшей структуре оператора калибровки и комбинаторного перебора структур с дискриминирующим выбором оптимальной модели.

Предлагаемый научно-методический подход к структурному синтезу оператора калибровки опирается на идеологию сэмплинга, которой придается конкретный прагматический смысл, так как количественная оценка меры полезности моделей на множестве альтернатив осуществляется путем нахождения компромисса между свойством структурной изменчивости оператора и способом управления исходными данными.

Список литературы

1. **Тихонов А. Н.** Об устойчивости обратных задач // Докл. АН СССР. 1943. Т. 39. № 5. С. 195—198.
2. **ГОСТ Р ИСО 5725-1—2002 — ГОСТ Р ИСО 5725-6—2002** "Точность (правильность и прецизионность) методов и результатов измерений".
3. **Льонг Г.** Идентификация систем. Теория для пользователя. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 432 с.
4. **Ивахненко А. Г.** Системы эвристической самоорганизации в технической кибернетике. Киев: Техніка, 1971. 327 с.
5. **Эфрон Б.** Нетрадиционные методы многомерного статистического анализа: Сб. статей: Пер. с англ. / Предисловие Ю. П. Адлера, Ю. А. Кошевника. М.: Финансы и статистика, 1988. 263 с.
6. **Gelfand A. E., Smith A. F. M.** Sampling-Based Approaches to Calculating Marginal Densities // Journal of the American Statistical Association 85 (410). 1990. P. 398—409.
7. **Линник Ю. В.** Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. М.: Физматлит, 1958.
8. **Моисеев Н. Н., Иванилов Ю. П., Столярова Е. М.** Методы оптимизации. М.: Наука, 1978.
9. **Корн Г., Корн Т.** Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1968. С. 47.
10. **Налимов В. В.** Теория эксперимента. М.: Наука, 1971. 208 с.

УДК 531:629

В. Э. Джашитов, д-р техн. наук, проф.,
iptmuran@san.ru,

В. М. Панкратов, д-р техн. наук, проф.,

А. В. Голиков, канд. техн. наук,

Институт проблем точной механики
и управления РАН, г. Саратов,

С. Г. Николаев, канд. техн. наук, вед. науч. сотр.,

А. П. Колеватов, канд. техн. наук, нач. сектора,

А. Д. Плотников, аспирант,

К. В. Коффер, аспирант,

ОАО Пермская научно-производственная
приборостроительная компания

Температурная калибровка бесплатформенной инерциальной навигационной системы по сигналам распределенных термодатчиков

Рассматривается проблема температурной калибровки мехатронной бесплатформенной инерциальной навигационной системы с волоконно-оптическими гироскопами. Предлагается методика аналитической компенсации температурных погрешностей волоконно-оптических гироскопов. Алгоритм методики основан на использовании перепадов температур и их производных, которые определяются по показаниям распределенной системы термодатчиков, установленных в гироскопах и элементах конструкции.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, термодатчик, температурная компенсация, автоматизированный анализ

Введение

Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) представляют собой сложные многокомпонентные мехатронные динамические системы, к которым предъявляются жесткие требования по точности измерения навигационных параметров. Для выполнения этих требований необходимо предусмотреть влияние всех негативных факторов, порождаемых как внешней средой, так и работой элементов самого прибора. Известно множество факторов, влияющих на точ-

ность БИНС, построенных на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Один из ключевых — это влияние температуры. Как показывают исследования [1—4], температурные процессы оказывают существенное влияние на эксплуатационные параметры современных инерциальных блоков, измерительных приборов и датчиков.

Известно [3—5], что температурная погрешность ВОГ имеет следующие составляющие: дрейф, зависящий от изменения температуры; дрейф, зависящий от скорости изменения температуры; дрейф, зависящий от переменного во времени температурного градиента. Экспериментальные данные по выходным сигналам ВОГ показывают, что наибольший вклад в значение температурной погрешности гироскопа вносит дрейф, зависящий от скорости изменения температуры, а характер изменения дрейфа коррелирует с характером изменения производной температуры гироскопа по времени. Эта зависимость носит название "эффект Shupe" [4, 6].

Аналитическая компенсация температурного дрейфа гироскопа с помощью сигнала, построенного по производной температуры, имеет свои недостатки. Во-первых, сигнал, пропорциональный температуре, имеет дискретный вид с определенным значением единицы младшего разряда (рис. 1, а), и для вычисления производной необходимо иметь накопленный интервал значений температуры. Чем больше интервал, тем более гладкой получится функция производной от температуры. Во-вторых, при медленном изменении температуры (например, в случае самопрогрева БИНС) производная приобретает колебательный характер (рис. 1, б), что приводит к ошибкам при введении компенсации. Также при нахождении второй производной температуры по времени эти колебания будут усилены, что делает невозможным ее использование для построения компенсирующего сигнала.

В данной статье обсуждается методика аналитической компенсации температурных дрейфов ВОГ по показаниям распределенной системы термодатчиков. Распределенная система термодатчиков позволяет в реальном режиме времени контролировать как стационарное температурное поле БИНС, так и нестационарное поле. В качестве параметров

для построения алгоритма аналитической компенсации температурных погрешностей используются перепад температур, измеренных термодатчиком гироскопа и термодатчиком, установленным на выбранном элементе конструкции корпуса БИНС, и производная этого температурного перепада по времени, полученная численным дифференцированием в реальном режиме времени. Аналитическая компенсация температурных погрешностей ВОГ рассматривается с общих позиций по единому алгоритму без разделения на стационарный и нестационарный температурные режимы. Для этого вводятся понятия статического и динамического перепадов температур.

Температурные испытания БИНС

Температурные испытания БИНС проводятся с использованием специального оборудования: наклонно-поворотных столов типа Acutronic, оснащенных термокамерами. Высокоточные столы Acutronic ориентируют БИНС с высокой точностью относительно плоскостей меридиана и горизонта, что позволяет при известной широте места установки стола исключить из показаний системы угловую скорость вращения Земли. Температурные испытания проводили на БИНС морского базирования.

Корпус БИНС разделен на два отсека: в малом отсеке крепятся платы с электроникой, в большем — платформа кубической конструкции с гироскопами и акселерометрами. Платформа крепится к корпусу с помощью четырех амортизаторов, которые располагаются по взаимоперпендикулярным диагоналям ее верхнего и нижнего оснований.

Диапазон рабочих температур БИНС от -10 до $+50$ °С.

Скорость изменения температуры в термокамере была выбрана равной 1 °С/мин. Временная диаграмма термоцикла температурной калибровки показана на рис. 2, а.

Распределенная система температурных датчиков включает семь термодатчиков: шесть термодатчиков установлены в волоконно-оптические гироскопы и акселерометры, один термодатчик крепится на внутренней стенке корпуса БИНС (рис. 2, б).

Графики изменения температурного дрейфа W_x , W_y , W_z соответственно гироскопов X, Y, Z БИНС представлены на рис. 3 (вращение Земли скомпенсировано).

Из графиков на рис. 3 следует, что наибольшие дрейфы у гироскопов возникают на участках с изменяющейся температурой. Уровни максимальных дрейфов, шумы и дрейфы при постоянных температурах для каждого из ги-

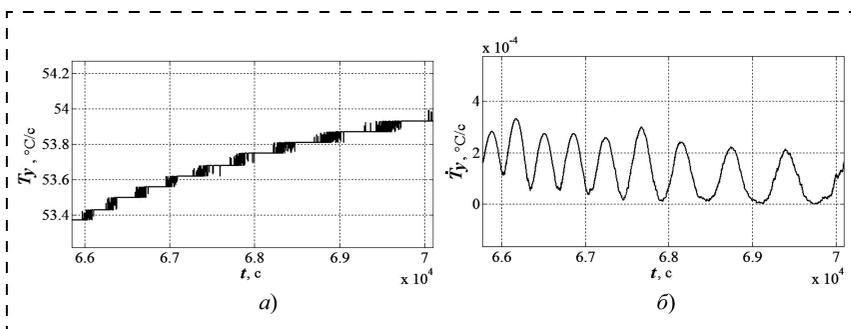


Рис. 1. Графики температуры ВОГ (а) и производной температуры (б) при медленном изменении температуры (для гироскопа Y)

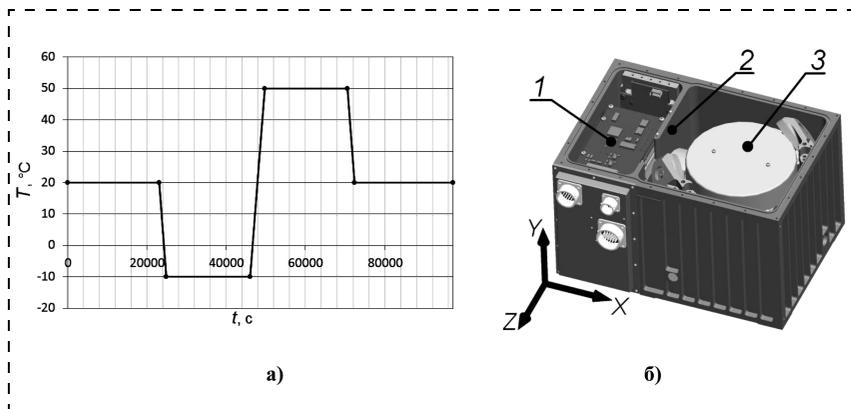


Рис. 2. Термоцикл испытаний (а) и внешний вид БИНС (б): 1 — отсек электроники; 2 — внутренняя стенка корпуса прибора; 3 — платформа с чувствительными элементами

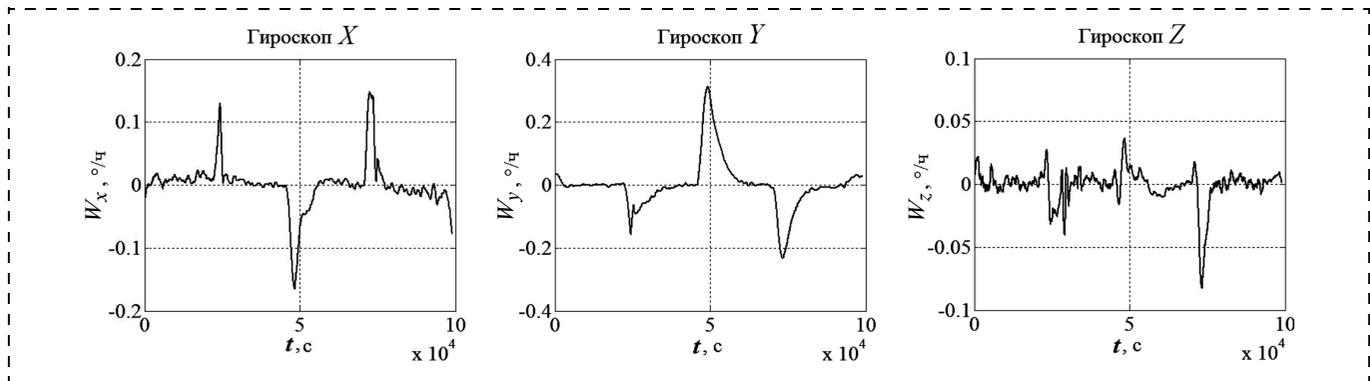


Рис. 3. Графики температурных дрейфов ВОГ

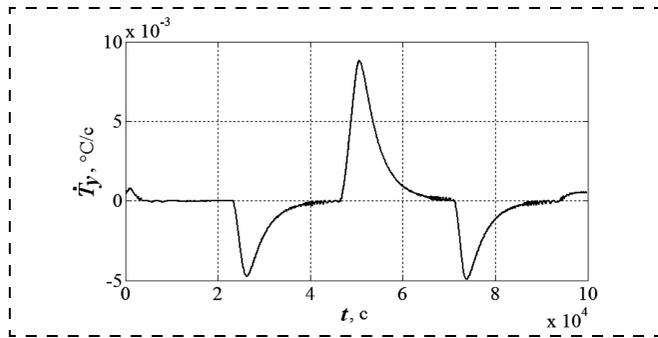


Рис. 4. График изменения производной температуры гироскопа *Y*

роскопов разные и зависят от многих факторов, основным из которых, по-видимому, является степень стабильности выполнения технологии намотки волокна. Однако одна общая закономерность просматривается: чем больше максимальный дрейф (гироскоп *Y*), тем очевиднее корреляция температурного дрейфа гироскопа с его производной от температуры по времени (рис. 4). У гироскопа *Z* температурный дрейф не так явно коррелирует с производной от температуры и имеет более сложную зависимость от нестационарной температуры.

Введем понятие температурного перепада:

$$\nabla T_i = (T_i - T_k),$$

где T_i — температура гироскопа ($i = x, y, z$); T_k — температура элемента конструкции БИНС.

При выборе расположения термодатчика в конструкции БИНС необходимо использовать место, удобное для монтажа, которое бы имело наибольшую разницу в показаниях температур с термодатчиками гироскопов на участках времени с изменяющейся температурой. В результате проведенных экспериментов в качестве места установки термо-

датчика была выбрана внутренняя стенка корпуса прибора. Под воздействием внешней температуры корпус прибора прогревается (охлаждается) быстрее, чем элементы кубической платформы (малая тепловая проводимость амортизаторов). Таким образом, возникает большой перепад температур, что увеличивает соотношение сигнал/шум на фоне неизменной единицы младшего разряда сигнала термодатчика. На рис. 5 показаны графики температур внутренней стенки и гироскопа *Y* (рис. 5, *a*) и их перепада (рис. 5, *б*). Так как в данном эксперименте температуры гироскопов практически одинаковы, графики для гироскопов *X* и *Z* выглядят аналогично.

Из рис. 3 и рис. 5, *б* видно, что перепад температур коррелирует с дрейфами гироскопов. Однако в режиме с установившейся температурой существует постоянный ненулевой перепад (статический). Это обусловлено наличием внутренних источников тепла (акселерометров) теплоизолированной платформы с чувствительными элементами. Поскольку статический перепад температуры не характеризует динамику изменения температуры, его целесообразно исключить при компенсации дрейфа в нестационарном температурном режиме.

Введем понятие динамического температурного перепада:

$$\nabla T_{di} = (\nabla T_i - \nabla T_{si}),$$

где ∇T_{si} — статический перепад температур между стенкой и каждым из трех гироскопов, зависящий от текущей температуры гироскопа.

Экспериментально установлено, что в данной конструкции статический перепад различен для каждого значения температуры гироскопа в стационарном температурном режиме и имеет от нее линейную зависимость (рис. 6, *a*).

На рис. 6, *б* представлен график динамического перепада температуры гироскопа *Y*.

Из графиков, представленных на рис. 4 и рис. 6, *б*, следует, что зависимости $T_y = f(t)$ и $\nabla T_y = f(t)$ имеют одинаковый характер. Это означает, что перепад температуры может использоваться для формирования сигнала аналитической компенсации температурного дрейфа ВОГ.

Под аналитической компенсацией понимается процедура вычитания в реальном режиме времени из выходного сигнала ВОГ компенсирующего сигнала, сформированного по показаниям распределенной системы термодатчиков.

Остаточный дрейф находится по формуле

$$\delta W_i = W_i - W_{ki}$$

где W_i — исходные температурные дрейфы гироскопов, W_{ki} — компенсирующие сигналы.

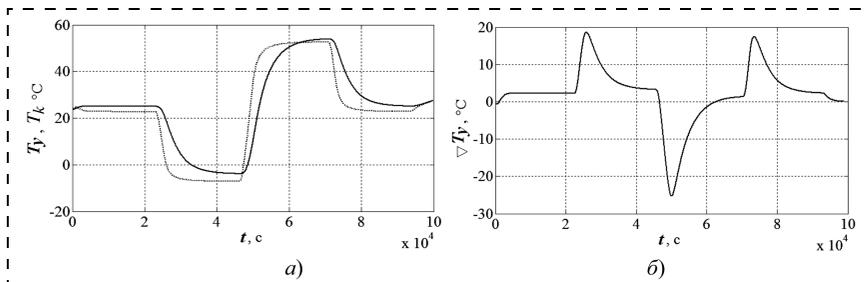


Рис. 5. Графики:

a — температур внутренней стенки (пунктирная линия) и гироскопа *Y*; *б* — перепада температур стенки и гироскопа

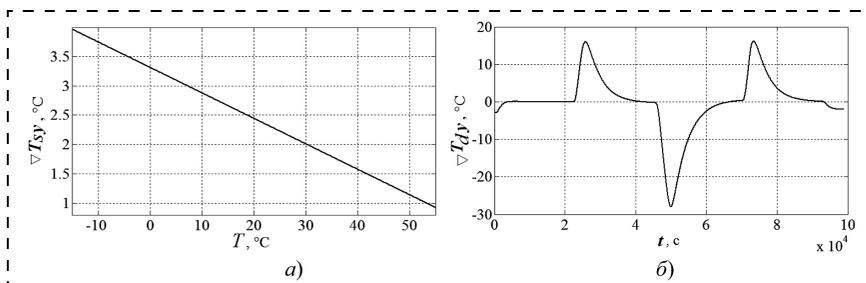


Рис. 6. Зависимость статического перепада ∇T_{sy} от температуры (*a*), динамический перепад температуры ∇T_{dy} (*б*) гироскопа *Y*

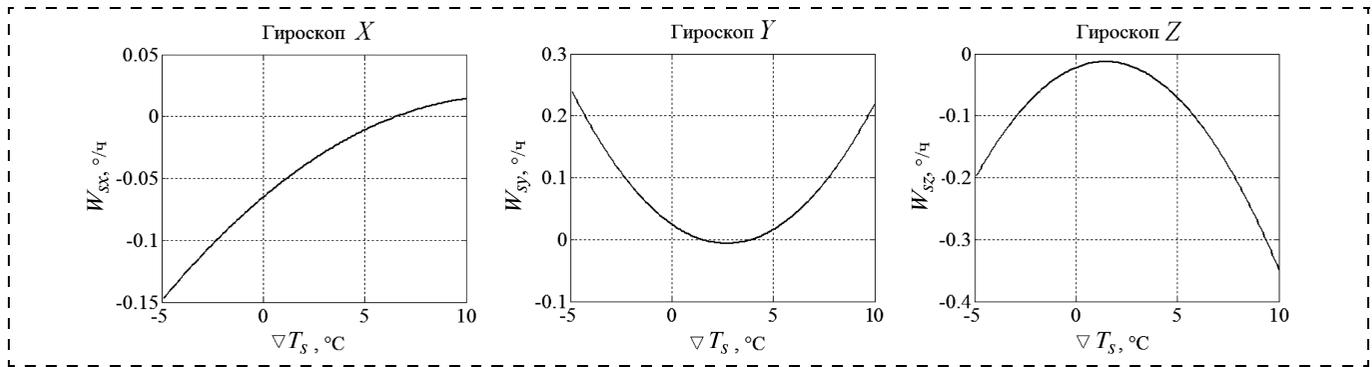


Рис. 7. Экспериментальные зависимости статического дрейфа от статического перепада

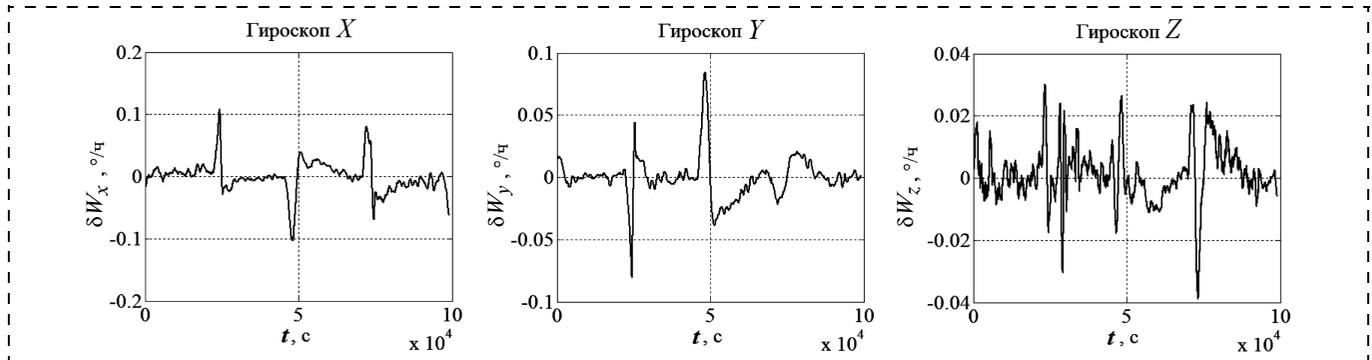


Рис. 8. Остаточные дрейфы гироскопов после компенсации по перепаду температуры

Коэффициенты компенсирующих сигналов определяются по данным температурной калибровки в режиме постобработки. Найденные коэффициенты заносятся в бортовое программное обеспечение БИНС в целях осуществления компенсации в режиме реального времени.

Для определения коэффициентов температурной компенсации в стационарном режиме необходимо определить зависимость температурных дрейфов гироскопов от статических перепадов $W_{si} = f(\nabla T_{si})$. Для каждого гироскопа она индивидуальна, обусловлена технологией изготовления и определяется экспериментально.

Характер зависимостей $W_{si} = f(\nabla T_{si})$ позволяет аппроксимировать их полиномами 2-го порядка (рис. 7):

$$W_{si}(\nabla T_{si}) = a_{0i} + a_{1i}\nabla T_{si} + a_{2i}\nabla T_{si}^2.$$

При компенсации погрешностей нестационарного температурного режима необходимо найти коэффициенты корреляции (d_{1i}) динамических перепадов и дрейфов гироскопов.

С учетом влияния ошибок нестационарного и стационарного температурных режимов формула компенсирующего сигнала имеет вид

$$W_{ki} = W_{si}(\nabla T_{si}) + d_{1i}\nabla T_{di}. \quad (1)$$

Коэффициенты d_{1i} определяются методом наименьших квадратов.

Графики остаточных дрейфов после компенсации представлены на рис. 8.

Из рис. 8 видно, что наилучший результат компенсации заметен на гироскопе Y, имеющем наиболее выраженный эффект Шупера. Также видно, что у остаточного дрейфа появились дополнительные экстремумы, значительно разнесенные во времени. Это вызвано тем, что экстремумы исходного дрейфа и компенсирующего сигнала, обусловленные производной температуры или перепадом температуры, не совпадают (рис. 9, а).

Чтобы уменьшить смещение во времени экстремумов исходного дрейфа и компенсирующего сигнала, в алгоритм дополнительно вводится производная динамического перепада температур:

$$W_{ki} = W_{si}(\nabla T_{si}) + d_{1i}\nabla T_{di} + d_{2i}\frac{d\nabla T_{di}}{dt}. \quad (2)$$

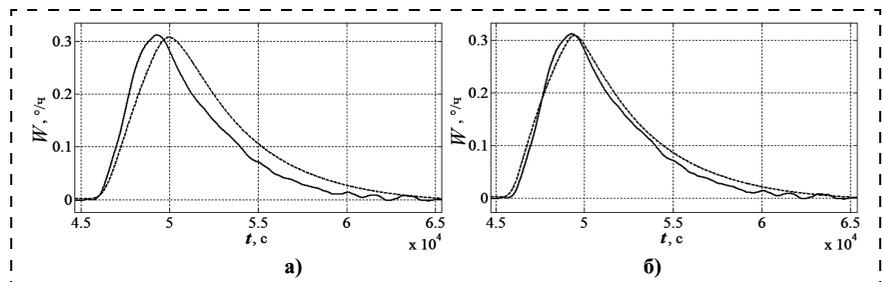


Рис. 9. Дрейф (сплошная линия) и компенсирующий сигнал (штриховая линия) по перепаду температуры (а); по перепаду температуры и его производной (б)

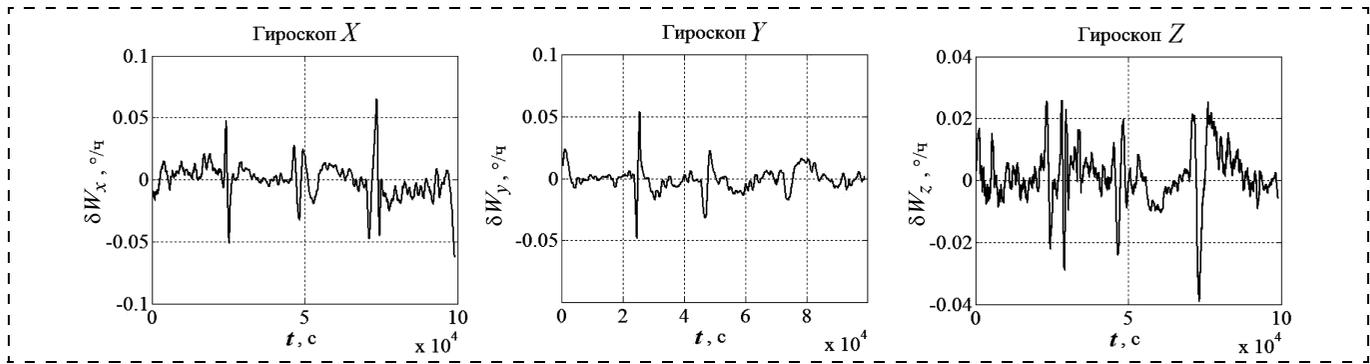


Рис. 10. Остаточные дрейфы гироскопов после компенсации по перепаду температуры и его производной

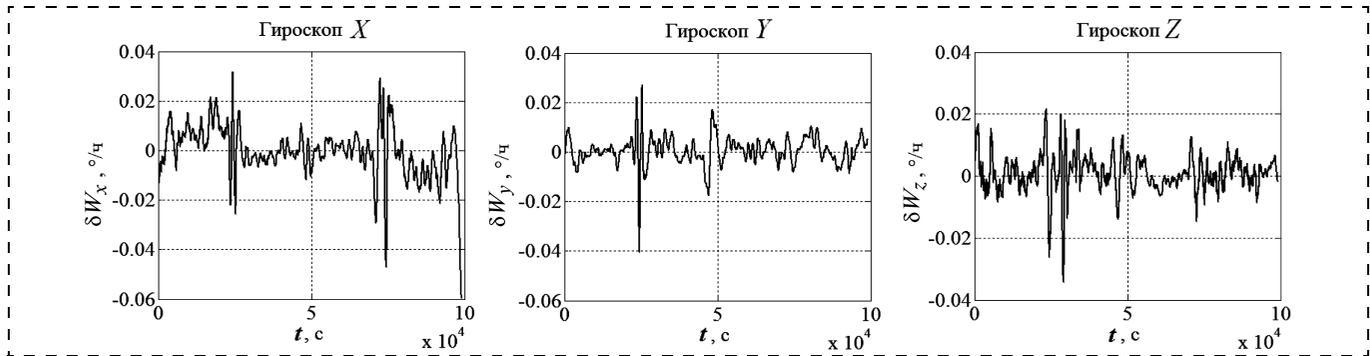


Рис. 11. Остаточные дрейфы гироскопов после нелинейной компенсации по перепаду температуры и его производной

На рис. 9, б показано влияние введения в компенсирующий сигнал производной перепада температуры на положение экстремума.

Так как коэффициент d_{2i} заведомо меньше d_{1i} , то влияние колебаний производной перепада температуры при малых изменениях температуры не так выражено, как в случае с компенсацией по первой производной температуры.

Графики остаточных дрейфов после компенсации по перепаду температуры и по производной перепада температуры представлены на рис. 10.

Из графиков рис. 9 и рис. 10 следует, что температурные дрейфы гироскопов имеют более сложную

природу, носят нелинейный характер (гироскоп Z) и зависят не только от перепада температуры (первой производной температуры), но и от производных высшего порядка.

Применим нелинейную математическую модель компенсирующего дрейфа:

$$W_{ki} = W_{si}(\nabla T_{di}) + \sum_{n=1}^3 d_{1ni}(\nabla T_{di})^n + \sum_{n=1}^3 d_{2ni} \left(\frac{d\nabla T_{di}}{dt} \right)^n. \quad (3)$$

Степень нелинейности n выбрана исходя из практического вклада в качество компенсации и возможностей вычислителя БИНС. Так, в данном случае выбрана третья степень. Результат компенсации представлен на рис. 11.

Численные результаты аналитической компенсации температурных дрейфов представлены в таблице.

В результате компенсации с использованием нелинейного алгоритма удалось уменьшить среднеквадратическое отклонение (СКО) остаточного дрейфа по отношению к исходному дрейфу более чем в три раза для гироскопа X, более чем в 10 раз для гироскопа Y, более чем в два раза для гироскопа Z.

Заключение

Температурный дрейф гироскопов зависит от статических и динамических перепадов температуры между ВОГ и элементом конструкции прибора. Перепады можно использовать для формирования алгоритма аналитической компенсации темпера-

Сравнительные характеристики алгоритмов компенсации

Алгоритм компенсации	Гироскоп X		Гироскоп Y		Гироскоп Z	
	СКО, °/ч	Макс. откл., °/ч	СКО, °/ч	Макс. откл., °/ч	СКО, °/ч	Макс. откл., °/ч
Без компенсации	0,0367	0,1650	0,0776	0,3121	0,0138	0,0826
∇T_d , формула (1)	0,0245	0,1084	0,0170	0,0844	0,0089	0,0390
∇T_d и $\frac{d\nabla T_d}{dt}$, формула (2)	0,0135	0,0651	0,0091	0,0540	0,0087	0,0392
Нелинейный ∇T_d и $\frac{d\nabla T_d}{dt}$, формула (3)	0,0100	0,0600	0,0056	0,0404	0,0060	0,0344

турной погрешности ВОГ в стационарном и нестационарном температурных режимах. В нестационарном режиме температурный дрейф зависит не только от динамического перепада температуры, но и от его производных. Для повышения точности компенсации необходимо использовать нелинейный алгоритм компенсации.

Список литературы

1. Дульнев Г. Н., Парфенов В. Г., Сигалов А. В. Методы расчета теплового режима приборов. М.: Радио и связь, 1990. 312 с.

2. Дульнев Г. Н., Семяшкин Э. М. Теплообмен в радиоэлектронных аппаратах. Л.: Энергия, 1968. 360 с.

3. Джашигов В. Э., Панкратов В. М. Математические модели теплового дрейфа гироскопических датчиков инерциальных систем / Под общей ред. акад. РАН В. Г. Пешехонова. СПб.: ГНИ, РФ — ЦНИИ "Электроприбор", 2001. 150 с.

4. Джашигов В. Э., Панкратов В. М. Датчики, приборы и системы авиакосмического и морского приборостроения в условиях тепловых воздействий / Под общей ред. акад. РАН В. Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2005. 404 с.

5. IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single — Axis Interferometric Fiber Optic Gyros.

6. Shupe D. M. Thermally induced nonreciprocity in the fiber-optic interferometer // Applied Optics. 1980. V. 19. № 5. P. 654—655.

УДК 520.8; 681.782.2

В. В. Комаров, науч. сотр.,
komarov@sao.ru,

Специальная астрофизическая обсерватория РАН,
Нижний Архыз

Методика оптимизации параметров телевизионных наблюдательных систем больших оптических телескопов

Рассматриваются вопросы создания и эксплуатации больших оптических телескопов с компьютерным управлением наведения и ведения. Изучается проблема точности ведения телескопов с помощью метода гидирования по все более слабым звездным объектам. Решение данной проблемы исследуется, в первую очередь, методами структурного и параметрического синтеза наблюдательных систем для крупных телескопов. Предлагается методика оптимизации параметров таких систем, которая позволяет определить оптимальные параметры для обобщенной модели наблюдателя на больших оптических телескопах.

Ключевые слова: оптический телескоп, модель наблюдателя, синтез, оптимизация параметров

Введение

Информацию от далеких звездных образований, которую получают астрономы с помощью больших оптических телескопов, порой приходится накапливать часами, так как свет от звезд очень слабый. Поэтому точности сопровождения телескопом движущихся звездных объектов только за счет механических средств недостаточно при исследованиях на больших временных интервалах. Необходимо корректировать ведение телескопа (осуществлять гидирование) в целях постоянного возврата исследуемого объекта на ось визирования. Чаще всего методы гидирования используют визуальные наблюдательные системы, которые позволяют вручную вносить поправки в режиме сопровождения. Для больших оптических телескопов такие методы неприемлемы, так как в маленьком поле наблюдения может и не оказаться достаточно ярких опорных

звезд. Поэтому для основных информационных каналов больших оптических телескопов и для систем их слежения — наблюдателей — характерны проблемы обнаружения более слабых объектов при одновременном повышении пространственного разрешения. В функции наблюдателей и систем управления телескопом входит обеспечение наведения телескопа, отождествления получаемого изображения с эталоном (картой звездного неба), увеличение точности гидирования телескопа. Заметим, что данные функции должны осуществляться в режиме автоматизированного управления телескопом.

Отличительной особенностью рассматриваемых наблюдателей от основных информационных трактов телескопов является требование работы в реальном времени, обеспечивающей высокое разрешение не только в пространстве, но и во времени. По сути, мы исследуем распределенный сигнал, при этом рассматриваемый наблюдатель телескопа собирает меньшее количество света (меньшее количество информации об изучаемом процессе). Поэтому от наблюдателя требуется потенциальная помехоустойчивость, понимаемая как возможность точного измерения пространственно-временных координат и фотометрических характеристик объекта. Эта прагматическая составляющая дополняется методологической — потребностью практики проектирования систем коррекции в методике определения оптимальных параметров рассматриваемых наблюдателей, зависящих от совокупности оптико-механических параметров телескопов, выступающей в роли априорной информации при параметрическом синтезе элементов наблюдателей (телевизионных систем).

Данная работа относится к области системного анализа процессов управления телескопами и посвящена решению части крупной научно-технической проблемы построения наблюдателей для крупных телескопов, состоящей в оптимизации параметров рассматриваемых наблюдателей и систем управления, используемых для наведения и гидирования телескопов.

В статье рассматривается решение указанных проблем, в первую очередь, методами структурного и параметрического синтеза наблюдателей для крупных телескопов. Предлагается методика оптимизации параметров наблюдателей для данного класса телескопов, которая позволяет определить оптимальные параметры.

Системы наблюдателей на крупнейших оптических телескопах мира

В настоящее время телевизионные системы на оптических телескопах занимают одно из главных мест в каналах наведения/отождествления, ведения и гидирования объекта. Данные устройства, восстанавливающие исходную функцию по результатам измерения состояния в некоторых точках, будем именовать телевизионными наблюдателями [1].

В обзоре по системам ведения оптических телескопов, который был сделан к 1980 г. [2], автор описывает системы слежения, в которых телевизионные подсмотры стали играть решающую роль с 70-х годов. Это, в первую очередь, связано со строительством больших оптических телескопов, где астроном во время наблюдения изолирован непосредственно от телескопа и видит исследуемый объект на экранах видеоконтрольных устройств (ВКУ) или компьютерных экранах мониторов.

Системы слежения на телескопах строятся по принципу локальной конфигурации, т. е. в наблюдении работают только с одним каналом. Дело в том, что специфика наблюдений на оптических телескопах требует использования наблюдателей с очень высокой чувствительностью и широким диапазоном освещенностей. Поэтому они всегда выполняются под конкретные приборы наблюдения и составляют часть наблюдательного инструмента, являются уникальными и не имеют серийного производства.

Обсерватория W. M. Keck Observatory, включающая два крупнейших в мире 10-метровых (далее 10 м) оптических телескопа Keck I и Keck II (Гавайи, 4205 м/4146 м), располагает двумя моделями подсмотровых камер:

- Photometrics CN250 — охлаждаемая камера для спектральных комплексов;
- Photometrics PXL system с охлаждаемой камерой и ПЗС-матрицей "SiTe" SI003 (1k × 1k) — для систем отождествления.

Камеры созданы фирмой "Roger Scientific" (бывшая Photometrics) [3].

На другом крупнейшем телескопе мира 8,2 м Subaru (Гавайи, 4139 м) в системах наведения и гидирования используются ПЗС-камеры с Пельтье-холодильником и ПЗС-матрицей 1 k × 1 k фирмы "Hamamatsu Photonics" [4].

В системе ведения на 8,1 м телескопах-близнецах (Gemini North — Гавайи, 4100 м; Gemini South — Чили, 2737 м) используют ПЗС-камеры серии EEV39 CCD с термоэлектрическим охлаждением фирмы "EEV Limited" [5]. ПЗС являются малоформатными

(80 × 80), но при этом обладают высокой скоростью считывания (максимальная частота — более 3 МГц). Система наведения основана на ПЗС-камере EEV47 (1 k × 1 k) также с термоэлектрическим охлаждением, работающей при температуре –20 °С.

На 6,5 м ММТ телескопе (Аризона, США, 2600 м) используются несколько подсмотров для наведения и ведения с различными наблюдательными инструментами [6]. Для часто используемых в наблюдениях инструментов применяются ICCD камеры фирмы "Electro-Optical Services, Inc.", у которых ПЗС-матрица имеет термоэлектрическое охлаждение с видеовыходом. В качестве усилителя используются электронно-оптические преобразователи (ЭОП) 3-го поколения (Gen-III) с максимальным усилением 70000 и квантовой эффективностью более 20 % в диапазоне 4250...8750 нм.

На телескопах ESO также используются ПЗС-камеры для систем ведения, в полевых и щелевых подсмотрах. Для всех телескопов имеются около 60 действующих камер фирмы "Jena-Optronik", которые обеспечивают режимы наведения, ведения, коррекцию волнового фронта (для систем с активной оптикой), щелевой подсмотр, мониторинг неба и др. [7] Данные системы используют ПЗС с Пельтье-холодильником, работают с охлаждением ПЗС до температуры –40 °С. Узлы охлаждения ПЗС изготовлены на фирме "Электрон" (Санкт-Петербург) [8].

Но в большинстве обсерваторий мира в каналах подмотра до сих пор работает не такая современная аппаратура. Например, в обсерватории СТЮ (Cerro Tololo Inter-American Observatory), которая находится в Чили на высоте 2200 м и располагает шестью оптическими телескопами, самым крупнейшим является 4,0 м Виктор Бланко телескоп (The 4m Victor M. Blanco Telescope).

Пять ТВ камер являются I-SIT камерами фирмы RCA (модели TC1005/N2 — 1 шт., остальные — TC1040/H) с ЭОП модели 4849.

Четыре ТВ камеры фирмы "Quantex" также являются I-SIT камерами с ЭОП моделей WL-30667 ("WestingHouse") и Varo 8605 ("Varo"). Две камеры с ЭОП Varo 8605 состыкованы с секонами WL-30893 [9].

Построение наблюдателя на российском 6м оптическом телескопе БТА

Крупнейший в России и до сих пор являющийся крупнейшим в Евразии 6 м оптический телескоп БТА, изначально проектировавшийся с автоматизированным режимом управления, был оснащен оптико-телевизионной системой гидирования для установки телескопа на заданный объект и ручной коррекции ведения в процессе сопровождения исследуемых объектов. Первые наблюдательные приборы на БТА не имели удаленных подсмотров. Наблюдательные системы в фокусах БТА стали разрабатывать с 1976 г. и к концу 90-х гг. их было создано около двух десятков [10]. Но данный контроль продолжал оставаться только визуальным.

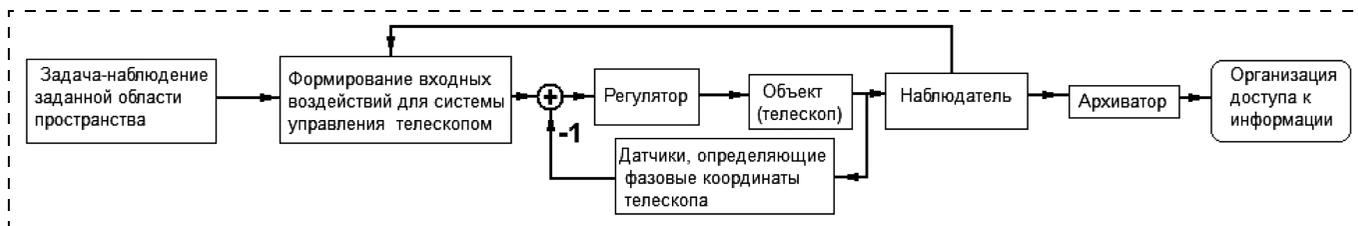


Рис. 1. Схема системы управления и наблюдения

Кроме того, телевизионные наблюдатели имели недостаточный динамический диапазон и относительно невысокую чувствительность без возможности ее плавного регулирования.

При реализации цифровых методов преобразования и обработки видеосигналов в телевизионных наблюдателях открываются принципиально новые возможности по повышению чувствительности рассматриваемых наблюдателей, по сохранению информации (архивации кадров отождествления и дистанционного доступа к ним) и, самое главное, по автоматизации процессов гидирования.

Общая схема системы управления и наблюдения на российском 6м оптическом телескопе БТА (рис. 1) может быть описана с помощью регулятора [11].

В настоящее время на БТА создана аналого-цифровая телевизионная структура наблюдателя (рис. 2).

Каждую ночь в наблюдениях на БТА участвуют несколько телевизионных каналов. В наблюдениях со спектральной аппаратурой в Нэсмит-фокусах для отождествления исследуемых объектов используют телеподсмотры поля, а также телегид 70 см телескопа, который может использоваться и для оценки прозрачности атмосферы в близлежащей окрестности исследуемой области. Для визуального выведения объекта на щель спектрографа, а также для контроля удержания источника на щели исполь-

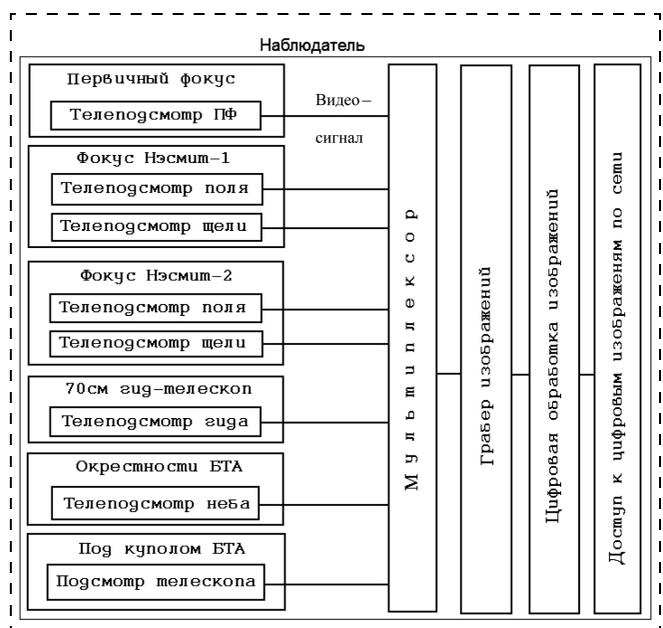


Рис. 2. Структура наблюдателя

зуются щелевые телеканалы и подсмотры щелей спектрографов в первичном фокусе телескопа.

Для оценки облачности в окрестностях БТА, а также для визуального контроля положения телескопа в процессе наблюдений используются вспомогательные телеканалы, которые работают в круглосуточном режиме.

Моделирование телевизионного наблюдателя

Обзор современного состояния наблюдательных систем на крупнейших оптических телескопах показывает, что существуют определенные типовые схемы их работы.

Так, для каналов подмотра поля и щелей спектрографических комплексов подсмотрная система является частью данных комплексов (рис. 3).

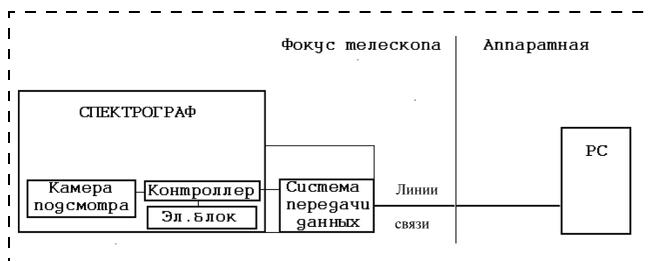


Рис. 3. Типовая схема наблюдателя спектрометрических комплексов

Камера с датчиком изображения, как правило, в термокожухе и контроллер камеры с электронным блоком располагаются на спектрографе. Там же или рядом в фокусе находится устройство для согласования передачи данных по оптоволокну или другим линиям связи в аппаратную, откуда ведется управление наблюдениями. Изображение подмотра поступает на ВКУ или рабочий компьютер. Там же может осуществляться контроль параметров подсмотрной системы и управление ее работой.

Данная схема является типовой для последних введенных в строй телескопов и инструментов к ним. Для телескопов, работающих раньше 90-х гг., сохраняется другая типовая схема, показанная на рис. 4.

ТВ сигнал подмотра передается по линиям связи в аппаратную телескопа на видеоконтрольное устройство для визуального наблюдения. Кроме того, телеподсмотр может входить в систему телевизионного гидирования телескопа.

Возможность оцифровки телевизионного сигнала позволяет осуществлять контроль за работой ТВ

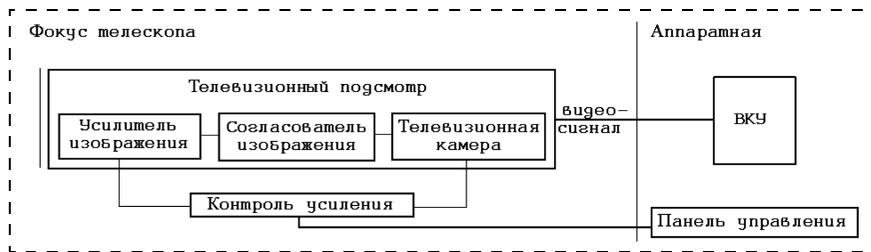


Рис. 4. Типовая схема наблюдателя для телескопов до 90-х гг.

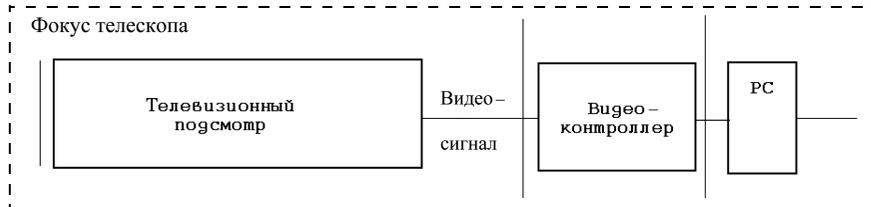


Рис. 5. Наблюдатель с цифровой обработкой видеосигнала

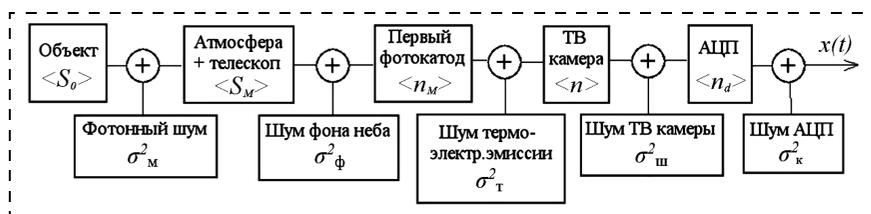


Рис. 6. Обобщенная модель наблюдателя на больших оптических телескопах

подсмотров на компьютере. При этом (рис. 5) или видеоконтроллер располагают непосредственно в фокусе рядом с наблюдателем, как это делается на 10 м телескопах Кеск I & II, или видеосигнал по линиям связи поступает в систему цифровой обработки, как на БТА.

Процесс обработки информации исследуемого объекта для обобщенной модели наблюдателя на больших оптических телескопах (рис. 6) можно разложить на следующие этапы:

1. Световое поле $\langle S_0 \rangle$ от исследуемого точечного объекта, проходя через атмосферу и оптику телескопа, создает в фокальной плоскости телескопа оптическое изображение $\langle S_M \rangle$ с кружком рассеяния d .

2. Телевизионный наблюдатель, установленный в фокальной плоскости телескопа, преобразует изображение $\langle S_M \rangle$ с помощью входного фотокатода в поток первичных фотоэлектронов $\langle n_M \rangle$, которые в процессе дальнейшего электронно-оптического

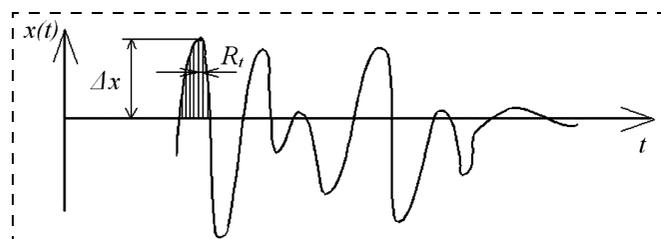


Рис. 7. Исследуемый процесс $x(t)$ на выходе наблюдателя (R_t — временной интервал корреляции)

преобразования в ЭОП образуют в мишени SIT- или CCD-зарядовый рельеф, пропорциональный интенсивности оптического изображения.

3. В ТВ камере в процессе поэлементного считывания мишени или ПЗС-матрицы зарядовый рельеф преобразуется в видеосигнал, статистические характеристики которого определяют качество наблюдаемого изображения. На выходе данного наблюдателя можно получить информацию $x(t)$ о процессе движения визирной оси вокруг требуемой кривой движения телескопа (рис. 7).

4. Особенностью параметрического синтеза наблюдателей в телевизионной астрономии является определение оптимальных значений пространственного и временного разрешения фотоприемников, обеспечивающих потенциально точность измерения пространственно-временных координат звезд, лимитируемых двумя источниками шумов — фотонными шумами звезд и фона и шумами считывания изображения с твердотельного фотоприемника.

При этом фон неба, термоэлектронная эмиссия первого фотокатода, процесс поэлементного считывания, усиление и оцифровка видеосигнала вносят в процесс фотодетектирования аддитивные шумы и суммарная дисперсия шума имеет вид

$$\sigma_\Sigma^2 = \sigma_M^2 + \sigma_\phi^2 + \sigma_T^2 + \sigma_{ш}^2,$$

где σ_M^2 — дисперсия фотонного шума; σ_ϕ^2 — дисперсия шума фона неба; σ_T^2 — дисперсия шума термоэлектронной эмиссии; $\sigma_{ш}^2$ — дисперсия шума ТВ камеры.

Оптимизация параметров фотоприемника в канале подсмотра

Методика оптимизации включает несколько этапов.

Этап 1. Оптимизируем параметры фотоприемника исходя из критерия минимизации ошибки сопровождения объекта для данной модели ($\varepsilon \rightarrow \varepsilon_{\min}$).

Вклад в общую ошибку сопровождения ε вносят линейные пространственно-временные ошибки сопровождения $\varepsilon_{\text{лин}}$ и шумовые $\varepsilon_{\text{ш}}$ [12]:

$$\varepsilon = \varepsilon_{\text{лин}} + \varepsilon_{\text{ш}}, \tag{1}$$

где $\varepsilon_{\text{лин}} = \varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_r$.

Строго говоря, ошибки из-за геометрических искажений раstra в оптической системе и фотоприемнике $\varepsilon_x + \varepsilon_y = \varepsilon(\Delta/d)$ — зависят от элемента разложения фотоприемника Δ и не являются линейной функцией (рис. 8).

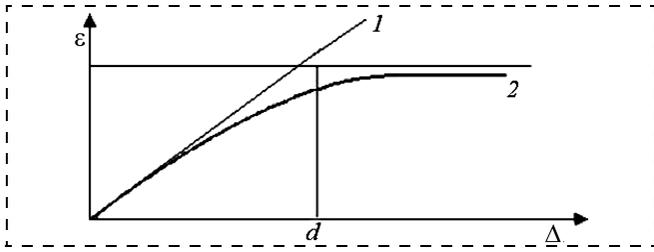


Рис. 8. Зависимость ошибки сопровождения объекта от элемента разложения (d — кружок рассеяния оптического изображения на первом фотокатоде, $\Delta(x, y)$ — элемент разложения фотоприемника)

Пространственные ошибки процесса $x(t)$ можно представить следующим образом:

$$\varepsilon_x = (\Delta_x/R_x)^2, \varepsilon_y = (\Delta_y/R_y)^2, \quad (2)$$

где Δ_x, Δ_y — элементы разложения фотоприемника; R_x, R_y — пространственные интервалы корреляции.

Учет временных ошибок позволит найти время кадра T_k , оптимальное для нашего случая:

$$\varepsilon_t = T_k/R_t, \quad (3)$$

где R_t — временной интервал корреляции.

Учет шумовой ошибки в первом приближении можно определить по формуле Вудвода [13], устанавливающей связь среднеквадратичной ошибки $\varepsilon_{ш}$ с кружком рассеяния оптического изображения d и отношением сигнал/шум ψ :

$$\varepsilon_{ш} = d^2/\psi^2, \quad (4)$$

где $\psi^2 = N_c^2/(N_c + N_{\phi}) \sim N_c$; N_c — среднее число первичных фотоэлектронов от звезды в кружке рассеяния α ; N_{ϕ} — среднее число первичных фотоэлектронов от фона неба.

Для нашей модели [14]:

$$N_c = \Delta^2 T_k Q,$$

где Q — параметр освещенности.

В соответствии с формулой (4) шумовую ошибку можно представить в следующем виде:

$$\varepsilon_{ш} = d^2/(\Delta^2 T_k Q).$$

Тогда в общем виде суммарная ошибка (1) сопровождения объекта ТВ наблюдателем с учетом (2), (3) и (4) примет вид

$$\varepsilon = (\Delta_x/R_x)^2 + (\Delta_y/R_y)^2 + T_k/R_t + d^2/(\Delta^2 T_k Q). \quad (5)$$

Этап 2. Объекты сопровождения в ТВ кадре подсмотра — это, как правило, звездные изображения, имеющие световое пятно с кружком рассеяния d , поэтому пространственные интервалы корреляции процесса $x(t)$ можно задать в виде:

$$R_x = R_y = d.$$

Элемент разложения фотоприемника будем считать квадратным:

$$\Delta_x = \Delta_y = \Delta.$$

Тогда аналитическое выражение (5) примет следующий вид:

$$\varepsilon = 2(\Delta/d)^2 + T_k/R_t + d^2/(\Delta^2 T_k Q). \quad (6)$$

Этап 3. Проведем аналитическое исследование для (6) с учетом априорной информации.

Существуют известные решения задачи минимизации ошибок измерения пространственно-временных координат световых пятен в системах анализа искажений волнового фронта, возникающих в силу турбулентности атмосферы [15].

1. Одномерный детерминированный процесс по (R_x, R_y) , когда кадровая частота постоянна ($T_k = \text{const}$), а минимизация ошибок определяется элементом разложения фотоприемника ($\Delta = \text{var}$) по максимуму отношения сигнал/шум.

2. Двумерный случайный процесс по (R_x, R_y, R_t) , когда кадровая частота переменна ($T_k = \text{var}$). Задача решается для анализатора волнового фронта методом Гартмана. Здесь минимизация ошибок определяется числом микролинз маски Гартмана—Шака ($N_{\text{линз}} = \text{var}$). Результатом решения являются оптимальные величины $N_{\text{линз}}$ и $T_k \sim f(R_x, R_y, R_t, Q)$ [16].

Наш вариант отличается от вышеперечисленных тем, что необходимо рассматривать решение двумерной задачи — одновременное рассмотрение данного процесса по времени и пространству для детерминированного процесса по (R_x, R_y) и случайного процесса по R_t . Для нашей задачи минимизации ошибки сопровождения объекта с помощью ТВ наблюдателя исследований нет. Определимся с априорной информацией для нашей модели определения точечных звездных объектов с помощью телевизионных наблюдателей на больших оптических телескопах.

Априорная информация:

m — видимая звездная величина наблюдаемого объекта;

D — диаметр входного зрачка телескопа;

d — диаметр кружка рассеяния;

$F_{\text{сч. max}}$ — максимальная частота считывания ТВ камеры;

A^2 — размер поля зрения,

$Q = 10^{11} 2,5^{-m} \pi D^2/4$ — параметр освещенности.

Аналитическое исследование (6) с учетом априорной информации приведет в результате к решению, при котором будут получены оптимальные Δ и T_k при которых $\varepsilon \rightarrow \varepsilon_{\text{min}}(\Delta, T_k)$.

Таким образом, ε_{min} можно найти из условия

$$d\varepsilon/d\Delta = 0, d\varepsilon/dT_k = 0.$$

Этап 4. Найдем решение (6) в соответствии с этими условиями.

1. $d\varepsilon/d\Delta = 0$:

$$d\varepsilon/d\Delta = 4(\Delta/d^2) - 2d^2/(\Delta^3 T_k Q) = 0 \Rightarrow \Rightarrow \Delta^4 = d^4/(2 T_k Q), \text{ тогда } \Delta^2 = d^2/(2 T_k Q)^{1/2}. \quad (7)$$

2. $d\varepsilon/dT_k = 0$:

$$d\varepsilon/dT_k = 1/R_t - d^2/(\Delta^2 T_k^2 Q) = 0, \quad T_k^2 = d^2 R_t / (\Delta^2 Q). \quad (8)$$

Решая систему уравнений (7) и (8), определим оптимальные параметры Δ^{opt} и $T_{\text{к}}^{\text{opt}}$ для ε_{min} :

$$T_{\text{к}}^2 = d^2 R_t (2T_{\text{к}} Q)^{1/2} / (d^2 Q) \Rightarrow T_{\text{к}}^{3/2} = R_t (2/Q)^{1/2}.$$

Таким образом, оптимальное время кадра, соответствующее ε_{min} , можно записать в виде

$$T_{\text{к}}^{\text{opt}} = R_t^{2/3} (2/Q)^{1/3}. \quad (9)$$

Оптимальная пространственная дискретизация определяется подстановкой (9) в (7):

$$\Delta^2 = d^2 Q^{1/6} / (2^{1/6} (2Q)^{1/2} R_t^{2/3}) = d^2 / (2^{2/3} Q^{1/3} R_t^{1/3});$$

$$\Delta_{\text{opt}} = d / (2^{1/3} (QR_t)^{1/6}). \quad (10)$$

Выражения (9) и (10) — это результат решения задачи совместной оптимизации пространственно-временной дискретизации светового сигнала, который отличается от предыдущих известных решений [15, 16]. Для нашего случая — движения звезды в фокальной плоскости телескопа, где установлен фотоприемник, а телескоп сопровождает данный объект, — процесс $x(t)$ детерминирован по пространственным координатам и является случайным по времени. При рассмотрении двумерной задачи одновременно по времени и пространству выявлена зависимость оптимальной кадровой частоты (формула (9)) только от временных параметров $x(t)$, а оптимальной пространственной дискретизации — не только от пространственных параметров, но также и от временных (формула (10)). Зависимость

$$\Delta^{\text{opt}} \sim 1/R_t^{1/6}$$

является новым результатом [17].

Тогда аналитическое решение для (6) примет следующий вид:

$$\varepsilon_{\text{min}} = (2/QR_t)^{1/3} + (2/QR_t)^{1/3} + (2/QR_t)^{1/3}, \quad (11)$$

т. е.

$$\varepsilon_{x,y \text{ min}} = \varepsilon_{t \text{ min}} = \varepsilon_{\text{ш min}} = (2/QR_t)^{1/3}. \quad (12)$$

Результат (11) показывает, что рассматриваемая модель информационно сбалансирована и все источники ошибок одинаково влияют на конечную точность (12), что является признаком правильно построенной системы наблюдателя с оптимизированными параметрами.

Выводы

В данной статье сделан краткий обзор современного состояния наблюдателей на больших оптических телескопах мира. На примере российского 6 м телескопа БТА рассмотрена типовая модель телевизионного наблюдателя и предложена методика оптимизации параметров данной модели на основе критерия минимизации ошибки сопровождения объекта.

Оптимизируя параметры систем слежения больших оптических телескопов, а именно телевизионных наблюдателей, можно варьировать только параметры пространственно-временной дискретизации. Выявлено, что оптимальные параметры пространственной дискретизации наблюдателя зависят не только от пространственного разрешения оптической системы канала слежения, но и от временного спектра возмущений часового ведения телескопа, а оптимальная временная дискретизация (кадровая частота) определяется не только временным спектром возмущений часового ведения, но и пространственным разрешением оптической системы канала слежения.

Полученные с помощью данной методики формулы для оптимальной пространственной и временной дискретизации телевизионного наблюдателя на больших оптических телескопах позволяют подобрать такие параметры наблюдателей, которые обеспечат коррекцию автоматизированного управления телескопом с возможностью ведения по предельно слабым объектам.

Список литературы

1. **Методы** классической и современной теории автоматического управления: учеб. в 5 т.; Т. 4: Теория оптимизации систем автоматического управления / Под ред. К. А. Пупкова и Н. Д. Егупова. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 744 с.
2. **Jelley J. V.** Autoguiders and acquisition systems for optical telescopes. A new acquisition and autoguiding camera for the ANU 2,3 m telescope // Publ. Astron. Soc. Aust. 1980. N 17. P. 102–108.
3. URL: www.keckobservatory.org
4. URL: www.hamamatsu.com
5. URL: www.eev.com
6. URL: www.mmt.org
7. URL: www.eso.org
8. URL: www.electron.spb.ru
9. **Schmidt, Ricardo E.** The CTIO Acquisition CCD-TV camera design // Instrumentation in astronomy VII; Proceedings of the Meeting, Tucson, AZ. 1990. P. 413–421.
10. **Комаров В. В., Vitkovskij V. V., Vlasjuk V. V., Fomenko A. F., Shergin V. S.** A digital TV complex of the 6 m optical telescope BTA for identification of astronomical objects and guiding // Bull. Spec. Astrophys. Obs. 2002. N 53. P. 134–143.
11. **Першин И. М.** Синтез систем с распределенными параметрами. Пятигорск: РИО КМВ, 2002. 212 с.
12. **Манцетов А. А., Цыцулин А. К., Коноплей С. Н.** и др. Выбор типа фотоприемника в телевизионной системе измерения пространственно-временных координат объектов // Изв. СПбГЭТУ "ЛЭТИ". 2001. № 1. С. 24–27.
13. **Цыцулин А. К.** Телевидение и космос. СПб: Изд-во СПбГЭТУ "ЛЭТИ", 2003. 228 с.
14. **Комаров В. В., Фоменко А. Ф.** Статистические оценки фундаментальных ограничений на применение типовых ПЗС-камер в составе ТВ-подсмотров больших оптических телескопов // Астрофизический бюллетень. 2007. Т. 62. № 1. С. 102–116.
15. **Цыцулин А. К.** Твердотельная революция в телевидении. М.: Радио и связь, 2006. 300 с.
16. **Войцехович В. В., Анкудинов С. Н., Манцетов А. А.** и др. Быстродействующая телевизионная измерительная система для оценки искажений волнового фронта методом Гартмана // Оптический журнал. 2000. № 2. С. 113–119.
17. **Комаров В. В.** Оптимизация параметров фотоприемника в подсмотровых системах больших оптических телескопов // XXI Междунар. науч.-техн. конф. по фотоэлектронике и приборам ночного видения. М.: НПО "Орион", 2010. С. 182.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

УДК 621.9.048.4

В. Б. Первов, инженер 1-й категории,
pro28@yandex.ru,

А. Е. Ковалев, ст. науч. сотр.,
a.kovalev@stankin.ru,

В. А. Курочкина, инженер 2-й категории,
kurochkina-va@rambler.ru,

А. С. Мягких, инженер,
lsarxl@yandex.ru,

А. В. Возжинский, инженер 1-й категории,
av.vozzhinskiy@stankin.ru,

С. Ф. Яковлев, директор,
yakovlev@stankin.ru,

Центр разработки робототехнических систем
Государственного инжинирингового центра МГТУ
"Станкин"

Особенности комплексного расчета точности отечественного электроэрозионного проволочно-вырезного станка с ЧПУ

Рассмотрены особенности комплексного расчета точности электроэрозионных проволочно-вырезных станков с ЧПУ. Проанализированы основные факторы, влияющие на точность станка, и приведены рекомендации по повышению точности электроэрозионных проволочно-вырезных станков. С учетом особенностей точностного расчета предложена оптимальная модель станины станка с наименьшими деформациями, возникающими под действием собственного веса конструктивных элементов станка. Получена формула для вычисления комплексной точности пятикоординатного электроэрозионного проволочно-вырезного станка.

Ключевые слова: электроэрозионный проволочно-вырезной станок, комплексный расчет точности, моделирование конструкции станины станка

Точность — одна из важнейших технических характеристик станков, определяющая качество обрабатываемых деталей [1].

Создание современного высокотехнологичного металлообрабатывающего оборудования связано с непрерывным повышением требований к точности станков [2—6].

К неизбежным факторам, снижающим точность обработки на станке, относятся:

- погрешность базирования заготовки на рабочем столе станка;

- погрешности перемещения исполнительных органов станка;
- погрешность изготовления базовых деталей станка;
- деформация станины станка, вызванная собственным весом конструктивных элементов [7].

Суперпозиция вышеперечисленных факторов приводит к погрешности геометрической формы реально получаемого профиля обрабатываемой детали.

На рис. 1 приведен пример погрешности геометрической формы детали.

Анализ вышеприведенных факторов, снижающих точность обработки на станке, показывает следующее.

Погрешность базирования заготовки на рабочем столе является существенным фактором, влияющим на точность, однако, поскольку перед процессом обработки проводится обязательная калибровка положения заготовки, то отклонения формы и размеров готовой детали, вызываемые погрешностью базирования на рабочем столе, могут быть сведены к минимуму [8].

Для обеспечения высокой точности позиционирования исполнительных органов станка в качестве датчиков обратной связи используются преобразователи измерительные линейных перемещений (ПИЛП), следовательно, механические передаточные элементы, а также точность позиционирования линейного электродвигателя (ЛЭД) как один из возможных влияющих факторов не оказывают в этом случае влияния на точность позиционирования рабочего органа [9].

Прямолинейность перемещения исполнительных органов является следствием погрешности изготов-

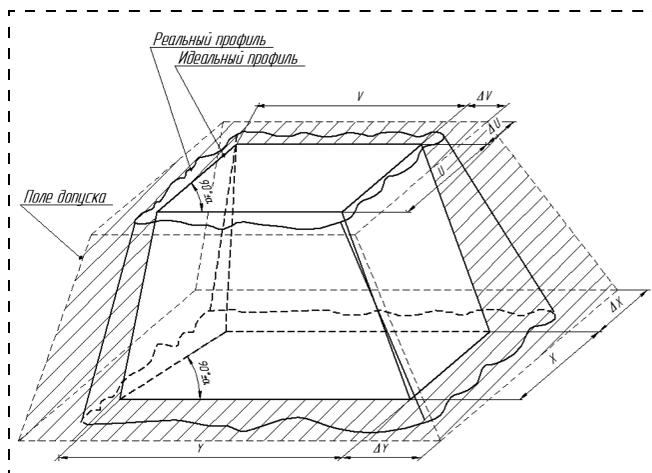


Рис. 1. Погрешность геометрической формы обрабатываемой детали

ления и монтажа профильных линейных направляющих (ПЛН).

Наличие неизбежных при работе станка выделений теплоты, а также внешние температурные воздействия вызывают погрешность, обусловленную температурным расширением конструктивных материалов.

Важным фактором, влияющим на точность обработки, является деформация станины, вызываемая собственным весом конструктивных элементов станка, перемещающихся в процессе обработки.

Таким образом, важным критерием работоспособности станины является жесткость, которая будет определяться смещением инструмента относительно изделия в результате деформации станины, вызываемой в рассматриваемом случае весом подвижных частей разрабатываемого станка.

Выбор оптимального варианта конструкции станины

Расчеты на жесткость проводили с использованием метода моделирования различных вариантов станины с помощью САПР "SolidWorks". Первый вариант — модель станины с ребрами жесткости, направленными внутрь относительно вертикальных опорных стенок станины, — приведен на рис. 2 (см. третью сторону обложки). Второй вариант — модель станины с ребрами жесткости, направленными наружу относительно вертикальных опорных стенок, — приведен на рис. 3 (см. третью сторону обложки).

Исходя из максимально допустимых масс заготовок и расчетной массы основных узлов, перемещающихся по осям X и Y станка, было проведено моделирование деформаций станины под действием веса, равного 20 кН. Вес был равномерно приложен к поверхности установки ПЛН. В качестве условия расчета принято, что рельсы ПЛН равномерно передают нагрузку с кареток ПЛН на станину [10]. Результаты расчета показаны на рис. 2 и 3 (см. третью сторону обложки).

Как видно из рис. 3, 4 (см. третью сторону обложки), оттенки различных зон деформации соответствуют значениям на шкале деформации, приведенной в правой части рисунка. Для станины с ребрами жесткости, направленными внутрь, максимальная деформация составляет 586 мкм, для станины с ребрами жесткости, направленными наружу — 150 мкм. Таким образом, можно сделать вывод, что конструкция станины с ребрами жесткости, направленными наружу, обладает жесткостью, практически в четыре раза превышающей жесткость станины с ребрами, направленными внутрь.

Для повышения жесткости в модель станины с ребрами жесткости, направленными наружу, были добавлены поперечные ребра жесткости между вертикальными опорными стенками станины под поверхностями установки ПЛН. Результаты моделирования, из которых видно, что максимальная деформация составляет 46 мкм, приведены на рис. 4 (см. третью сторону обложки). Таким образом, можно сделать вывод о том, что добавленные по-

перечные ребра жесткости позволяют снизить деформации станины практически в три раза.

Далее была рассмотрена модель станины с прямоугольными отверстиями для ЛЭД. Результаты, из которых видно, что максимальная деформация станины составляет 53 мкм, приведены на рис. 5 (см. третью сторону обложки). Деформация станины при этом увеличилась на 7 мкм, что является несущественным, поскольку данный тип конструкции позволяет использовать меньше материала.

Как видно из диаграммы на рис. 5, максимальная деформация станины происходит на границе отверстий под ЛЭД. Это объясняется тем, что отверстия являются ослабляющим фактором. Для повышения жесткости станины и уменьшения деформаций было увеличено число опорных точек, а глубина ячеек ребер жесткости была изменена таким образом, что вертикальные опорные стенки стали располагаться под поверхностями установки ПЛН. Результаты моделирования, из которых видно, что деформация снижена в шесть раз (до 9 мкм) приведены на рис. 6 (см. третью сторону обложки).

Таким образом, можно сделать вывод о том, что выбранный тип станины с расположением вертикальных опорных стенок непосредственно под поверхностями установки ПЛН является оптимальным, поскольку обладает максимально высокой жесткостью при сопоставимой массе различных вариантов станин.

Комплексный расчет точности станка

На рис. 7 приведена схема расположения осей пятикоординатного электроэрозионного проволоч-

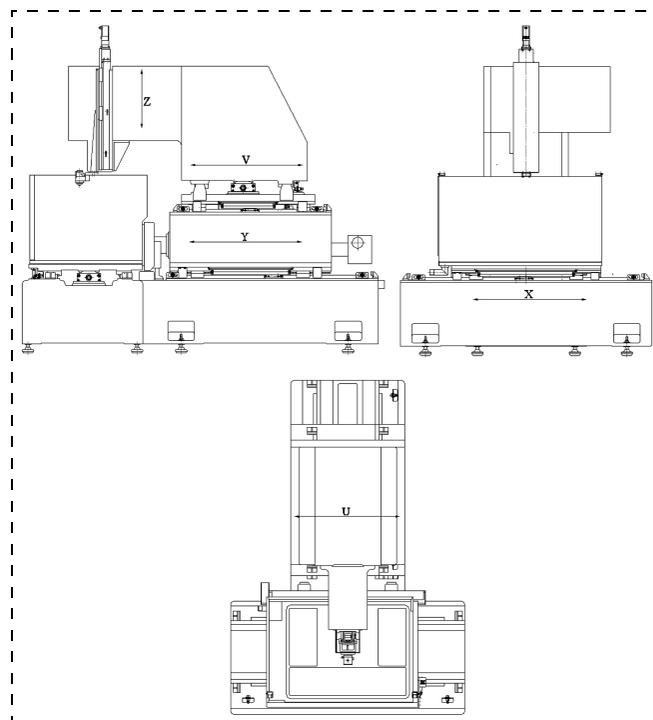


Рис. 7. Схема расположения координатных осей электроэрозионного проволочно-вырезного станка

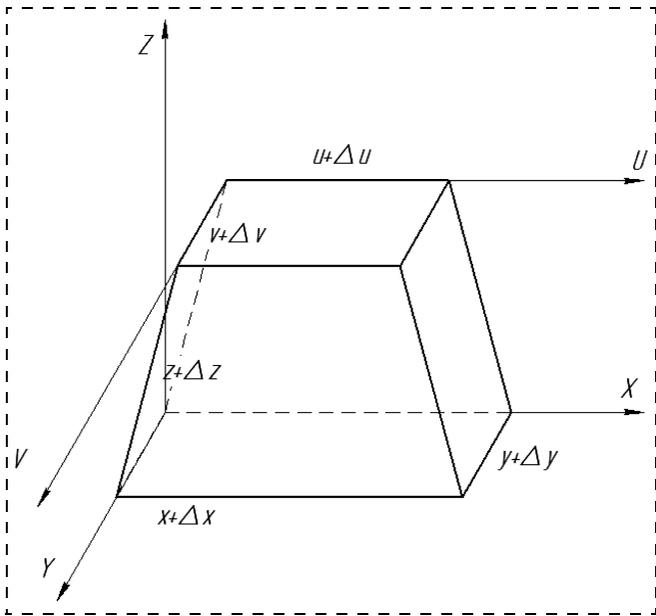


Рис. 8. Схема обработки детали, имеющей форму усеченной пирамиды

но-вырезного станка, разработанного в ГИЦ ФГБОУ ВПО МГТУ "Станкин".

Рассмотрим случай обработки детали, имеющей форму усеченной пирамиды, на пятикоординатном электроэрозионном проволочно-вырезном станке. Образование нижнего контура детали происходит посредством движения по двум взаимно перпендикулярным горизонтальным осям X и Y , образование верхнего контура — за счет движения по осям U и V (рис. 8). Ось Z для данного типа конструкции станка является установочной и поэтому практически не влияет на суммарную погрешность обработки.

Особенности расчета точности электроэрозионного проволочно-вырезного станка заключаются в отсутствии сил резания, возникающих при взаимодействии режущего инструмента с обрабатываемой деталью независимо от осей, в направлении которых ведется обработка [11].

В рассматриваемом, как и в общем, случае погрешность по любой из осей определяется суперпозицией влияющих факторов.

Таким образом:

$$\begin{cases} \Delta x = \Delta x_{\text{п}} + \Delta x_{\text{т}} + \Delta x_{\text{напр}} + \Delta x_{\text{изг}}; \\ \Delta y = \Delta y_{\text{п}} + \Delta y_{\text{т}} + \Delta y_{\text{напр}} + \Delta y_{\text{изг}}; \\ \Delta u = \Delta u_{\text{п}} + \Delta u_{\text{т}} + \Delta u_{\text{напр}} + \Delta u_{\text{изг}}; \\ \Delta v = \Delta v_{\text{п}} + \Delta v_{\text{т}} + \Delta v_{\text{напр}} + \Delta v_{\text{изг}}; \end{cases} \quad (1)$$

где $\Delta x_{\text{п}}, \Delta y_{\text{п}}, \Delta u_{\text{п}}, \Delta v_{\text{п}}$ — погрешности позиционирования ПИЛП по каждой из осей, мкм; $\Delta x_{\text{т}}, \Delta y_{\text{т}}, \Delta u_{\text{т}}, \Delta v_{\text{т}}$ — погрешности по каждой из осей, вызванные температурным расширением стали, мкм; $\Delta x_{\text{напр}}, \Delta y_{\text{напр}}, \Delta u_{\text{напр}}, \Delta v_{\text{напр}}$ — погрешности, обусловленные непрямолинейностью перемещения направляющий по каждой из осей, мкм; $\Delta x_{\text{изг}}, \Delta y_{\text{изг}}, \Delta u_{\text{изг}}, \Delta v_{\text{изг}}$ — погрешность изготовления базовых деталей по каждой из осей, мкм.

Погрешность позиционирования ПИЛП напрямую зависит от класса точности преобразователя и длины измерения и вычисляется по формуле:

$$\Delta_{\text{п}} = A + BL_{\text{изм}}, \quad (2)$$

где A и B — расчетные коэффициенты, зависящие от класса точности ПИЛП [12]; $L_{\text{изм}}$ — максимальная длина измерения по каждой из осей, м.

Погрешность, обусловленная температурным расширением конструкционных материалов, мкм:

$$\Delta_{\text{т}} = \alpha L_{\text{изм}} \Delta T, \quad (3)$$

где α — коэффициент температурного расширения, $1/^\circ\text{C}$; ΔT — диапазон изменения температуры, $^\circ\text{C}$.

Погрешность перемещения определяется, во-первых, неточностью изготовления и монтажа ПЛН, а во-вторых, собственно деформацией станины. Таким образом,

$$\begin{cases} \Delta x_{\text{напр}} = \Delta x_{\text{уст}} + \Delta_{\text{ст}}; \\ \Delta y_{\text{напр}} = \Delta y_{\text{уст}} + \Delta_{\text{ст}}; \\ \Delta u_{\text{напр}} = \Delta u_{\text{уст}} + \Delta_{\text{ст}}; \\ \Delta v_{\text{напр}} = \Delta v_{\text{уст}} + \Delta_{\text{ст}}; \end{cases} \quad (4)$$

где $\Delta x_{\text{уст}}, \Delta y_{\text{уст}}, \Delta u_{\text{уст}}, \Delta v_{\text{уст}}$ — погрешность установки направляющих по каждой из осей, мкм; $\Delta_{\text{ст}}$ — деформация станины станка, мкм.

На рис. 9 приведена схема вычисления погрешности, являющейся следствием неточности изготовления и монтажа ПЛН.

Пусть из-за неточности изготовления и монтажа ПЛН между реальной и желаемой (идеальной) траекториями движения существует некоторый угол α . Тогда вызванная этим погрешность по оси X будет равна $\Delta x_{\text{уст}}$, по оси Y — $\Delta y_{\text{уст}}$, по оси U — $\Delta u_{\text{уст}}$ и по оси V — $\Delta v_{\text{уст}}$.

Таким образом, по теореме косинусов

$$\begin{aligned} \Delta^2 &= L_{\text{пер}}^2 + L_{\text{пер}}^2 - 2L_{\text{пер}}^2 \cos \alpha \Rightarrow \\ \Rightarrow \cos \alpha &= 1 - \frac{\Delta^2}{L_{\text{пер}}^2}, \end{aligned} \quad (5)$$

где Δ — допуск неточности изготовления и монтажа ПЛН, мкм; $L_{\text{пер}}$ — максимальная длина перемещения по направляющей, мм.

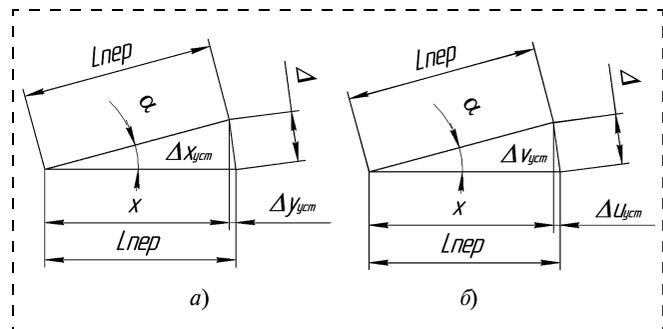


Рис. 9. Схема вычисления погрешности установки направляющих: а — для осей X, Y ; б — для осей U, V

Как видно из рис. 9,

$$\Delta x_{уст} = L_{пер} - x, \quad (6)$$

где

$$x = L_{пер} \cos \alpha. \quad (7)$$

Подставим (5) и (7) в (6) и получим

$$\Delta x_{уст} = \frac{\Delta^2}{2L_{пер}}. \quad (8)$$

По теореме Пифагора погрешность по оси Y равна

$$\Delta y_{уст} = \sqrt{\Delta^2 + \Delta x_{уст}^2}. \quad (9)$$

Подставим (8) в (9):

$$\Delta y_{уст} = \frac{\Delta^2}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2}. \quad (10)$$

Аналогично для осей U и V :

$$\Delta u_{уст} = \frac{\Delta^2}{2L_{пер}}; \quad (11)$$

$$\Delta v_{уст} = \frac{\Delta}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2}. \quad (12)$$

Подставим (7), (10), (11) и (12) в (2):

$$\begin{cases} \Delta x_{напр} = \frac{\Delta^2}{2L_{пер}} + \Delta_{ст}; \\ \Delta y_{напр} = \frac{\Delta}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2} + \Delta_{ст}; \\ \Delta u_{напр} = \frac{\Delta^2}{2L_{пер}} + \Delta_{ст}; \\ \Delta v_{напр} = \frac{\Delta}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2} + \Delta_{ст}. \end{cases} \quad (13)$$

Подставим (2), (3) и (13) в (1):

$$\begin{cases} \Delta x = A + BL_{измх} + \alpha L_{измх} \Delta T + \frac{\Delta^2}{2L_{пер}} + \Delta_{ст} + \Delta x_{изг}; \\ \Delta y = A + BL_{изму} + \alpha L_{изму} \Delta T + \\ + \frac{\Delta}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2} + \Delta_{ст} + \Delta y_{изг}; \\ \Delta u = A + BL_{изму} + \alpha L_{изму} \Delta T + \frac{\Delta^2}{2L_{пер}} + \Delta_{ст} + \Delta u_{изг}; \\ \Delta v = A + BL_{измв} + \alpha L_{измв} \Delta T + \\ + \frac{\Delta}{2L_{пер}} \sqrt{4L_{пер}^2 - \Delta^2} + \Delta_{ст} + \Delta v_{изг}. \end{cases} \quad (14)$$

Полученная система (14) позволяет рассчитать проектируемую точность станка. Использование

системы (14) также позволяет провести количественный анализ факторов, влияющих на точность станка, и оптимизировать его конструкцию в части, касающейся точности используемых ПИЛП, применяемых материалов и температурных условий эксплуатации.

На основании выведенных формул можно составить алгоритм комплексного расчета точности:

1. Определить суперпозицию влияющих факторов по каждой из осей и составить систему, имеющую вид:

$$\begin{cases} \Delta x = \sum_{i=1}^k \Delta x_i; \\ \Delta y = \sum_{i=1}^m \Delta y_i; \\ \dots \\ \Delta n = \sum_{i=1}^p \Delta n_i. \end{cases}$$

2. Вывести зависимость для всех i -х элементов системы (1) с учетом особенностей обработки, паспортных особенностей оборудования и т. д.

3. Подставить зависимости в систему (1) и получить итоговую систему уравнений для вычисления комплексной точности станка.

Выводы

1. В рамках данной статьи рассмотрены основные факторы, влияющие на точность разработанного электроэрозионного проволочно-вырезного станка.

2. С учетом рассмотренных в статье особенностей электроэрозионной обработки, связанных с отсутствием усилия резания в процессе формообразования, получена формула для комплексного расчета точности, учитывающая основные факторы, влияющие на точность разработанного станка.

3. В целях повышения точности электроэрозионных проволочно-вырезных станков моделирование базовых элементов в различных САПР следует проводить с учетом перечисленных в статье факторов, влияющих на точность изделия.

Список литературы

1. Решетов Д. Н., Портман В. Т. Точность металлорежущих станков. М.: Машиностроение, 1986. 336 с.
2. Григорьев С. Н. Решение задач технологического перевооружения машиностроения // Вестник МГТУ Станкин. 2011. № 4. С. 5–9.
3. Григорьев С. Н., Власов В. И. Электроэрозионная и электрохимическая обработка. М.: ИТО, 2010. 108 с.
4. Черпаков Б. И., Григорьев С. Н. Тенденции развития технологического оборудования в начале XXI века // Ремонт, восстановление, модернизация. 2003. № 10. С. 2–7.
5. Грибков А. А., Григорьев С. Н., Захарченко Д. В. Развитие зарубежного и российского станкостроения // Вестник МГТУ Станкин. 2012. № 1. С. 8–11.

6. Григорьев С. Н. Тенденции и проблемы модернизации машиностроительного производства на базе отечественного станкостроения // Вестник МГТУ Станкин. 2010. № 3. С. 7—13.
7. Немилев Е. Ф. Электроэрозионная обработка материалов: учебник для ПТУ. Л.: Машиностроение, 1983. 160 с.
8. Окунькова А. А. Особенности программирования электроэрозионного проволочного оборудования с ЧПУ // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2010. № 2. С. 3—10.
9. Электроэрозионные станки с ЧПУ. Компания "Содик", 2012. URL: <http://www.sodick.ru/>, свободный.

10. Материал науч.-техн. отчета III-го этапа НИОКР "Создание гаммы электроэрозионных пятикоординатных проволочно-вырезных станков станка с точностью обработки до ± 5 мкм и шероховатостью Ra до 0,4 мкм".
11. Чекалова Е. А. Технологические процессы электрофизических и электрохимических методов обработки: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ "СТАНКИН", 2007. 204 с.
12. Инкрементные фотоэлектрические преобразователи перемещений. Открытое акционерное общество "СК БИС", 2012. URL: <http://www.skbis.ru>.

УДК 519.216:612.67

М. А. Кузин, канд. техн. наук, ст. науч. сотр.,
О. И. Дреганов, мл. науч. сотр.,
 ОАО "Государственный научный центр —
 Научно-исследовательский институт
 атомных реакторов" (ОАО "ГНЦ НИИАР")

Стохастическое моделирование и оптимизация процесса осадительного центрифугирования порошковых осадков

Предложен компьютерный математический имитатор погружной центрифуги вертикального типа, используемый для оптимизации процесса осадительного центрифугирования порошковых осадков. Разработан комплекс программ по имитационному моделированию и расчету центрифуги. Построенный математический имитатор и комплекс программ могут быть использованы для оптимизации аппаратов и процессов центрифугирования, систем и процессов ядерных топливных циклов.

Ключевые слова: погружная центрифуга, математический имитатор, критическая скорость, центрифугирование, вибрация

Погружные системы центрифугирования все активнее применяют для разделения суспензий, извлечения осадков из химических реакторов и фильтрации [1, 2]. Однако данные устройства имеют недостатки в плане надежности и воспроизводимости данных по массе извлеченных осадков, высокой стоимости натуральных испытаний, в устранении которых значительную роль играет математическое и имитационное моделирование [3—14].

Авторы большинства работ [3—9], посвященных построению математических моделей систем центрифугирования, используют при описании объектов термины обыкновенных дифференциальных уравнений. Поскольку погружная центрифуга [1, 2, 10—14] представляет собой совокупность множества подсистем, зависящих друг от друга и от случайных внешних факторов, то наиболее эффективным в этом случае будет использование стохастических имитационных моделей. Исследования процессов

с характеристиками, изменяющимися в случайные моменты времени, представлены, например, в работах [15—17]. Рассмотренный в данной статье компьютерный математический имитатор является актуальным и имеет прикладное значение.

Объектом исследования является погружная система центрифугирования, которую применяют для извлечения твердых осадков из химических реакторов [1, 2]. Целью работы является оценка оптимальной угловой скорости вращения ее вала, для чего рассмотрен реализуемый процесс извлечения с точки зрения вибрационной надежности и построен компьютерный математический имитатор исследуемой системы.

Схема процесса извлечения твердых осадков из химического реактора приведена на рис. 1. Входной массовый поток смеси $G_{см}$, поступая снизу в полость сборника, под действием центробежных сил разделяется на поток осадка $G_{ос}$, который осажается

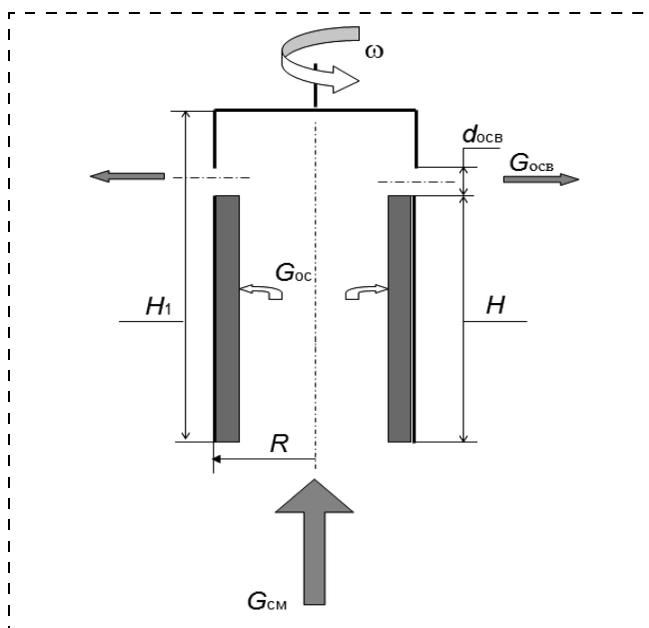


Рис. 1. Схема осадительного центрифугирования твердых частиц: H_1 — расстояние от верхнего края аппарата до его нижней границы, H — расстояние от нижней границы аппарата до нижней границы осветляющих отверстий диаметром $d_{осв}$, R — внутренний радиус сборника

на стенки сборника, и выходной поток осветленной жидкости $G_{\text{осв}}$, выходящий из отверстий, при этом сборник вращается с угловой скоростью ω .

Для реализации математического имитатора на ЭВМ выполнена модификация известного численного метода решения уравнения Ланжевена [17–19] с использованием минимаксного критерия. На первом этапе исследований получены уравнения для определения смещения S центра тяжести системы в зависимости от угловой скорости вращения и ее конструктивных параметров [13]. В данной статье приведены результаты построения компьютерного математического имитатора, разработки модифицированного численного метода, реализации вычислительных алгоритмов на ЭВМ и проверки адекватности построенных моделей.

Для построения моделей применяли метод Дункерля, с помощью которого рассчитывали критическую угловую скорость вращения системы центрифугирования в зависимости от ее конструктивных параметров [1, 2, 10–14], уравнение Ланжевена [17–19] и минимаксный критерий для оценки оптимальной угловой скорости вращения вала погружной центрифуги вертикального типа. Проверку адекватности модели проводили сравнением данных натуральных испытаний и вычислительных экспериментов, а также построенных на их основе эмпирических функций распределения. Массу собранного осадка Φ в натуральных испытаниях определяли гравиметрическим методом по массе собранного в дистиллированной воде и высушенного осадка из частиц карбида вольфрама.

Учитывая результаты первого этапа исследований [10–14], построим математический имитатор осадительного центрифугирования для расчета массы собранного осадка Φ с учетом наблюдаемого на практике снижения производительности системы

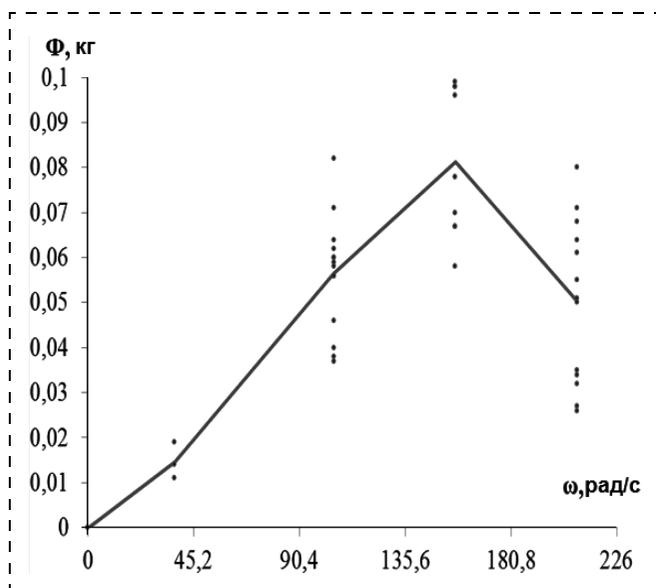


Рис. 2. Результаты натуральных испытаний

центрифугирования из-за случайного отклонения центра масс от оси вращения. Оптимальную угловую скорость определим из условия минимума максимальных значений Φ_t .

Функцию Φ_t определим как произведение производительности Y идеальной (без отклонения центра масс) центрифуги на коэффициент полноты сбора $X = (X_t)_{0 \leq t \leq T}$. В качестве X_t введем (при $X_0 = \mathcal{F}_0$ -измеримой гауссовой случайной величине с распределением $\mathcal{N}(0; 1)$) процесс Орнштейна–Уленбека [17–19]. Тогда рассматриваемый математический имитатор описывается следующей системой уравнений [14]:

$$\begin{cases} \Phi_t = \varepsilon_0 Y \bar{X}_t; \\ Y = \varepsilon_1 R_2^3 \omega^{1+\delta}, \delta \geq 0, R_2 > 0; \\ \bar{X}_t = X_{\min\{t, \tau\}}; \\ X_t = e^{-\lambda_x s_\omega t} \left(X_0 + \int_0^t e^{\lambda_x s_\omega} \sigma_x dW_t \right), \\ \lambda_x > 0, s_\omega \geq 0, \sigma_x \geq 0; \\ \tau = \inf\{t: t > 0, X_t = 0\}, \end{cases} \quad (1)$$

где Φ_t — масса собранного осадка, кг; Y — производительность центрифуги, кг/с; $X = (X_t)_{0 \leq t \leq T}$ — коэффициент полноты сбора, $X_0 = 0,5$; $\tau = \inf\{t: t > 0, X_t = 0\}$ — момент времени t , при котором величина X_t достигла значения $X_t = 0$ первый раз; s_ω — коэффициент смещения S , м/с²: $s_\omega = \omega^2 S$; $t \in [0; T]$ — продолжительность осадительного центрифугирования, с; $\varepsilon_{0,1}, \delta, \lambda_x, \sigma_x$ — эмпирические константы; $W = (W_t)_{0 \leq t \leq T}$ — стандартный винеровский процесс.

Для реализации модели (1) на ЭВМ переход к дискретной модели разбивается на два этапа с учетом того, что в приведенных условиях процесс Орнштейна–Уленбека является решением уравнения Ланжевена [17–19] и точное решение для момента пересечения процессом X_t нулевой границы не известно. На первом этапе происходит замена непрерывной области $0 \leq t \leq T$ на дискретную — совокупность конечного числа точек $n \in N, T \in R^+$: $\{t_k: t_k = t_{k-1} + \Delta_k, k = \overline{1, n}\}$, где $t_0 = 0, t_n = T$; Δ_k — шаг дискретизации, удовлетворяющий условию $|X_{t_{k-1}} - X_{t_k}| < 0,05$. На втором этапе перехода от непрерывной модели строят дискретные аналоги дифференциальных уравнений (путем замены производных соответствующими конечными разностями).

Оптимальная угловая скорость вращения соответствует минимальному из максимальных значений массы сбора Φ на всем диапазоне угловых скоростей до первой критической скорости, определенной по методу Дункерля [14].

Вычислительный алгоритм, осуществляющий численное решение задачи (1) для погружной системы центрифугирования, реализован в комплексе про-

грамм "Надежность 2002" [14, 20]. Для заданных параметров системы комплекс программ вычисляет первую критическую угловую скорость вращения по Дункерлею и массу собранного осадка в программе "Оценка оптимальной частоты".

Проверку адекватности построенной модели проводили сравнением данных натуральных испытаний (рис. 2) и вычислительных экспериментов (рис. 3), проведенных с использованием комплекса программ "Надежность 2002", погружной центрифуги вертикального типа, а также построенных на их основе эмпирических функций распределения (рис. 4).

Как видно из приведенных данных на рис. 2—4, результаты вычислительных экспериментов удовлетворительно согласуются с данными натуральных экспериментов. Проверка адекватности модели по эмпирическим функциям распределения Φ (рис. 4) для трех значений частоты сбора показала удовлетворительное согласие данных вычислительных экспериментов и натуральных испытаний. Максимальное значение невязки, определенной по сумме квадратов разности значений эмпирических функций распределения Φ натуральных испытаний и вычислительных экспериментов, составило 0,03 (0,03 для $\omega = 105$ рад/с и 207 рад/с; 0,01 — для $\omega = 157$ рад/с).

Оптимальная угловая скорость $\omega_{\text{опт}}$, определенная из условия минимума максимальных значений массы сбора Φ , согласно экспериментальным данным натуральных испытаний и вычислительных экспериментов составила 157 рад/с. Таким образом, в качестве верхней границы диапазона рабочих угловых скоростей можно рекомендовать значение 157 рад/с, что составляет 0,7 от значения первой критической скорости, определенной по методу Дункерлея.

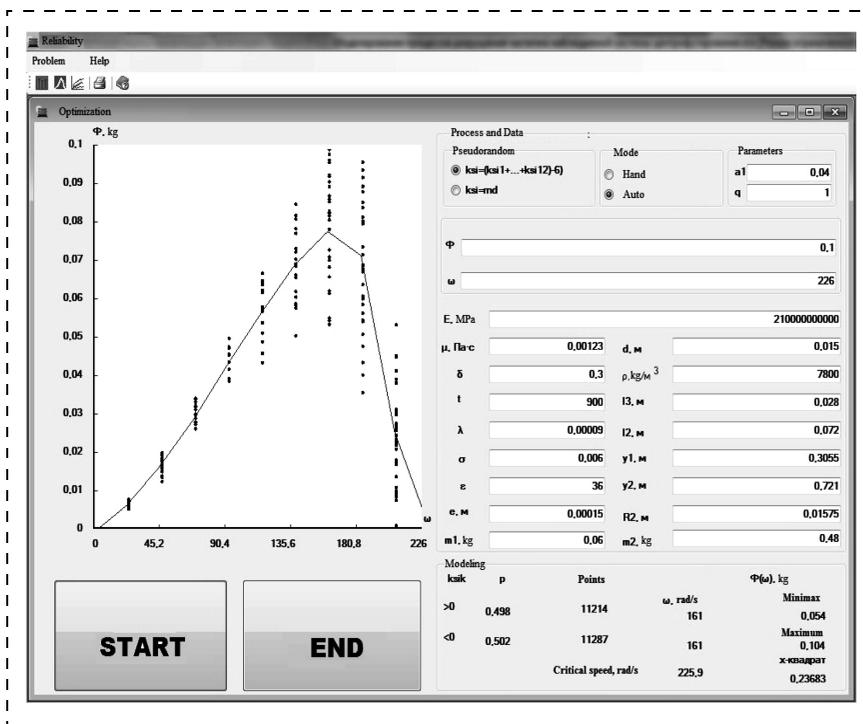


Рис. 3. Результаты вычислительных экспериментов в программе "Надежность 2002"

В результате проведенных исследований установлено, что для рассмотренной в работе погружной центрифуги вертикального типа можно рекомендовать диапазон рабочих угловых скоростей, верхняя граница которого составляет не более 0,7 от значения первой критической скорости, определенной по методу Дункерлея.

Результаты исследований различных свойств центрифуги, явлений и процессов, приведенные в работе, представляют практический интерес при проектировании, эксплуатации новых и модернизации известных центробежных устройств и механизмов, применяемых в химических технологиях переработки, процессах и системах различных топливных циклов. Полученные данные позволяют уточнить представление о характере протекающих процессов, сопутствующих процессам разделения суспензий и извлечения осадков из химических реакторов.

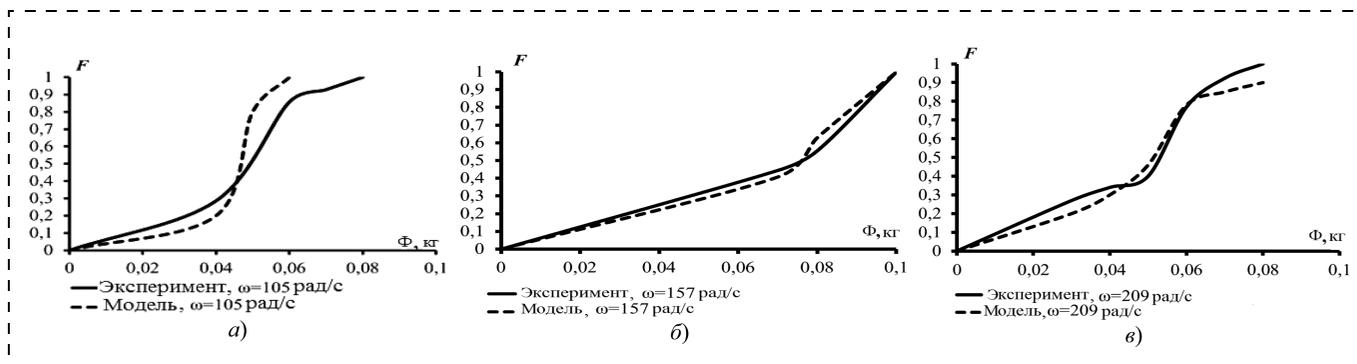


Рис. 4. Эмпирические функции распределения по данным натуральных испытаний и вычислительных экспериментов: а — $\omega = 105$ рад/с, б — $\omega = 157$ рад/с, в — $\omega = 209$ рад/с

Список литературы

1. **Попков Г. П.** Разработка оборудования для реализации замкнутого топливного цикла на основе пироэлектрoхимической технологии и подготовки гранулята для изготовления виброуплотненных твzлов // Межд. науч.-техн. конф. "Атомная энергетика и топливные циклы". М.: Изд-во НИКИЭТ, 2003. С. 38–39.
2. **Способ** и устройство для извлечения твердых осадков и взвесей из жидких сред. Патент РФ № 2236307 от 07.08.2002 / Попков Г. П., Бычков А. В.
3. **Прошин И. А., Бурков В. В.** Математическое моделирование процессов центрифугирования // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2010. Т. 6. № 11. С. 71–74.
4. **Федотов К. В., Тютюнн В. В.** Моделирование процессов гравитационного обогащения // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2009. V. 37. № 1 (весна). P. 176–181.
5. **Миньков Л. Л., Пикушак Е. В., Дик И. Г.** Моделирование седиментации частиц полидисперсной суспензии в тарельчатой центрифуге // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16. № 1. С. 79–88.
6. **Пичулин В. С., Лукьянюк В. Ю., Соболева А. Ю.** Центрифуги короткого радиуса (ЦКР) как гидростатическая модель земной гравитации // Труды МАИ. 2008. № 32. С. 2.
7. **Павлова Н. В., Павлов И. Н., Тушкина Т. М.** О численном моделировании двухфазных течений в роторе лабораторной центрифуги // Ползуновский вестник. 2008. № 1–2. С. 11–15.
8. **Пуленец Н. Е.** Задачи и методы обеспечения прочности роторов испытательных центрифуг // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 2006. № 47-1. С. 192–197.
9. **Семенов Е. В., Карамзин В. А.** О разделении суспензии в роторе осадительной фильтрующей центрифуги // Теоретические основы химической технологии. 2007. Т. 41. № 2. С. 183–190.
10. **Kuzin M. A.** Simulation and Vibrational Reliability of Centrifuge for Separating Suspensions // Russian Engineering Research. 2009. V. 29. N 11. P. 1099–1101.
11. **Kuzin M. A.** Vibration reliability and endurance of a centrifuge for separating suspensions // Chemical and Petroleum Engineering. 2010. V. 46. N 1–2. P. 45–50.
12. **Кузин М. А., Дреганов О. И.** Оптимизация механических систем со сложной структурой с нарушением режимов функционирования на примере процесса осадительного центрифугирования порошковых осадков в солевых расплавах // VII Российская конференция по радиохимии "Радиохимия 2012". 2012. С. 146.
13. **Кузин М. А.** Модель вибрационной надежности центрифуги // Вестник машиностроения. 2012. № 8. С. 11–12.
14. **Кузин М. А.** Моделирование процессов разрушения частично наблюдаемой системы центрифугирования: автореф. дис. канд. техн. наук. УлГУ. Димитровград: Димитровградская типография, 2012. 21 с.
15. **Ширяев А. Н.** Об оптимальных методах в задачах скорейшего обнаружения // Теория вероятностей и ее применение. 1963. Т. 8. С. 26–51.
16. **Ширяев А. Н.** Статистический последовательный анализ. М.: Наука, 1976. 272 с.
17. **Бутов А. А., Раводин К. О.** Теория случайных процессов: учебно-методическое пособие. Ульяновск: УлГУ, 2009. 62 с.
18. **Батищев О. В.** Кинетические модели столкновительной плазмы для установок УТС и космических двигателей: автореф. дис. доктора физико-математических наук. МФТИ. М.: МФТИ, 2012.
19. **Аверина Т. А., Артемьев С. С.** Новое семейство численных методов решения стохастических дифференциальных уравнений // Доклады АН СССР. 1987. Т. 288. № 4. С. 777–780.
20. **Надежность 2002** (Ульяновский государственный технический университет). № 2002611045; Заявл. № 2002610807 от 6.05.2002 // Реестр программ для ЭВМ. 2002 / Кузин М. А., Белинис С. М.

 ИНФОРМАЦИЯ


**МЕЖРЕГИОНАЛЬНЫЙ СОВЕТ
ПО НАУКЕ И ТЕХНОЛОГИЯМ**

24–26 декабря 2013 г. в г. Миассе Челябинской обл. состоится

XXXIII Всероссийский симпозиум по механике и процессам управления

Тематические направления конференции:

1. Механика неоднородных конструкций (методы расчета, проектирования и испытаний).
2. Механика жидкости и газа.
3. Механика деформируемого твердого тела.
4. Общая и прикладная механика.
5. Процессы управления.
6. Машиностроение (конструирование и производство двигателей и систем управления вооружений, военной и специальной техники).

Контактная информация:

Адрес: 456304, г. Миасс Челябинской обл., ул. 8 Июля, 10 А, офис 404,
Межрегиональный совет по науке и технологиям
Тел. / Факс: (3513) 53-67-16, тел.: (904) 940-28-71
Эл. почта: msnt@mail.ru



Управление и информатика в авиакосмических и морских системах

№ 7
ИЮЛЬ
2013

Главный редактор:

ЛЕБЕДЕВ Г. Н.

Ответственный секретарь:

БЕЗМЕНОВА М. Ю.

Редакционная коллегия:

- АЛЕКСЕЕВ В. В.
- БАРАНОВ Л. А.
- 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.
- ФИЛИМОНОВ Н. Б.
- ХИМЕНКО В. И.
- ЧЕБУРАХИН И. Ф.
- ШИРЯЕВ В. И.
- ШКОЛИН В. П.

Редакция:

ГРИГОРИН-РЯБОВА Е. В.

СОДЕРЖАНИЕ

Девятисильный А. С., Числов К. А.

Нейроморфный мультимодельный алгоритм определения вращения подвижной технологической платформы 62

Туфанов И. Е.

Разработка системы централизованного управления группой автономных необитаемых подводных аппаратов. 65

УДК 621.396.98

А. С. Девятисильный^{1, 2},
д-р техн. наук, гл. науч. сотр.,
devyatis@iacp.dvo.ru,

К. А. Числов¹,
канд. техн. наук, науч. сотр.,
kirillche@rambler.ru,

¹ Институт автоматики и процессов управления
ДВО РАН, г. Владивосток,

² Дальневосточный федеральный университет,
г. Владивосток

Нейроморфный мульти модельный алгоритм определения вращения подвижной технологической платформы¹

Предложено решение задачи коррекции астроинерциальной системы, сконструированной на основе интерпретации метода калмановской фильтрации. Представлены некоторые результаты численного эксперимента.

Ключевые слова: астроинерциальная система, мульти-модельный алгоритм, подвижная технологическая платформа, нейронные сети, синаптические коэффициенты, фильтр Калмана

Функционирование многоцелевых подвижных технологических платформ (ТП) авиационного, космического или морского базирования в значительной степени обеспечивается выполнением требуемых условий на движение, что, как известно, достигается управлением по наблюдениям — с помощью обратной связи.

Данная статья посвящена рассмотрению модели астроинерциальной системы (АИС) оценки параметров вращения ТП, или, что то же самое по существу, параметров (матрицы ориентации, угловых скоростей) вращения бортовой приборной системы отсчета (ПСО), в проекциях на оси которой измеряются вектор абсолютной угловой скорости и орты направлений на навигационные звезды (НЗ), чьи угловые положения известны в инерциальной системе отсчета (ИСО).

Функционирует такая АИС следующим образом: из блока гироскопов информация об измеренном векторе абсолютной угловой скорости поступает в бортовую вычислитель, где интегрируется матричное кинематическое уравнение Пуассона [1], результат решения которого — матрица (матрица ориентации), составленная из ортов ИСО в проекциях на оси ПСО и характеризующая образ ПСО в виртуальной среде. Последнее дает возможность

¹ Исследование выполнено при поддержке РФФИ-ДВО (грант № 11-01-98501-р_восток_a) и ДВО РАН (грант № 12-1-П17-01).

сформировать в виртуальной среде образы априорно задаваемых в ИСО ортов НЗ в проекциях на оси ПСО и, сравнивая их с измеренными оптическими датчиками значениями, определить вектор невязок, подлежащий дальнейшей обработке в целях коррекции первичных оценок параметров вращения, полученных в результате инерциальных измерений угловой скорости и интегрирования уравнений Пуассона.

Для этого в статье предлагается оригинальный (нейроморфный) алгоритм, сконструированный на основе мульти модельной интерпретации алгоритма динамического обращения калмановского типа [2, 3], адаптированного к условиям неполных представлений как о погрешностях инерциальных и астроизмерений, так и о погрешностях интегрирования уравнения Пуассона, что, в конечном итоге, позволяет получать более точное представление о вращении объекта.

Основные модельные представления

Начнем с геометрии астроизмерений. Введем правые ортогональные системы отсчета — ИСО $o\xi = o\xi_1\xi_2\xi_3$ и ПСО $ou = ou_1u_2u_3$, связанные преобразованием $u_i = a_{ij}\xi_j$, где $a = \{a_{ij}\}$ — матрица преобразования. Пусть в $o\xi$ заданы орты НЗ $\mathbf{L}^{(s)} = (L_i^{(s)})$; $s = \overline{1, N}$; $i = \overline{1, 3}$, где N — число звезд. Тогда в ou орты этих НЗ будут представлены векторами $\mathbf{I}^{(s)} = (I_i^{(s)})$; $s = \overline{1, N}$; $i = \overline{1, 3}$, причем $I_i = a_{ij}L_j$. Далее ограничимся значением $N = 2$ и примем правило суммирования по повторяющимся нижним индексам.

В качестве измеряемых при визировании НЗ величин возьмем приборные "азимутальные" ($\Gamma_1^{(s)}$) и "высотные" ($\Gamma_2^{(s)}$) углы, полагая, что $\Gamma_1^{(s)}$ отсчитывается в плоскости ou_1u_2 от оси ou_2 в сторону оси ou_1 , а $\Gamma_2^{(s)}$ — от плоскости ou_1u_2 в положительном (для ou_3) полупространстве. Измеренные значения этих углов обозначают $\gamma_1^{(s)}$ и $\gamma_2^{(s)}$, так что $\gamma_i^{(s)} = \Gamma_i^{(s)} - \Delta_i^{(s)}$, $i = \overline{1, 2}$, где $\Delta_i^{(s)}$ — инструментальные погрешности измерений, которые принимаем далее достаточно малыми. Теперь может быть декларирована следующая модель астроизмерений:

$$\mathbf{J}_i^{(s)} = a_{ij}L_j^{(s)} + \varepsilon_i^{(s)}, \quad s = \overline{1, 2}; \quad i = \overline{1, 3}; \quad j = \overline{1, 3}, \quad (1)$$

где $\mathbf{J}^{(s)} = (J_i^{(s)})$ — числовой образ орта $\mathbf{I}^{(s)}$, причем $J_1^{(s)} = \sin\gamma_1^{(s)} \cos\gamma_2^{(s)}$, $J_2^{(s)} = \cos\gamma_1^{(s)} \cos\gamma_2^{(s)}$, $J_3^{(s)} = \sin\gamma_2^{(s)}$, $\varepsilon_i^{(s)} = g_{ik}^{(s)} \Delta_k^{(s)}$, $g_{ik}^{(s)} = \partial I_i^{(s)} / \partial \Gamma_k^{(s)}$, $k = \overline{1, 2}$.

Перейдем теперь к "геометрии движения" [4] — кинематике.

Эволюция матрицы \mathbf{a} , как известно [1], удовлетворяет матричному уравнению Пуассона. Поэтому

$$\dot{a}_{im} = -e_{ijk}\omega_j a_{km}, a_{im}(0) = a_{im}, 0; i, j, k, m = \overline{1, 3}, (2)$$

где e_{ijk} — символ Леви—Чивиты.

При моделировании (2) в реальной информационной ситуации имеет место следующее его представление:

$$\dot{b}_{im} = -e_{ijk}\tilde{\omega}_j b_{km}, b_{im}(0) = b_{im}, 0; i, j, k, m = \overline{1, 3}, (3)$$

где b_{im} — вычисленное значение a_{im} ; $\tilde{\omega}_j = \omega_j - v_j$ — измеренное с инструментальной погрешностью v_j значение ω_j .

Решение уравнения (3) позволяет сформировать еще один образ орта $l^{(s)}$ —

$$\tilde{J}_i^{(s)} = b_{ij}L_j^{(s)}, i, j = \overline{1, 3}; s = \overline{1, 2}. (4)$$

Примем далее, что виртуальный образ ($o\tilde{y} = o\tilde{y}_1 \tilde{y}_2 \tilde{y}_3$) приборного трехгранника ou образуется поворотом ou на вектор малого угла $\beta = (\beta_i), i = \overline{1, 3}$, так что $b_{ik} = (\delta_{im} - e_{ijm}\beta_j)a_{mk}$, где $i, j, k, m = \overline{1, 3}$, δ_{im} — символ Кронекера.

Сравнивая теперь (2) и (3), а также (1) и (4) и ограничиваясь линейным приближением, приходим к системе линейных дифференциальных и алгебраических уравнений, представляющих модель задачи "в малом" типа "состояние — измерение", целью решения которой является оценка вектора состояния. Для уточнения состава вектора состояния декларируем модель погрешностей астро- и инерциальных измерителей. Относительно первых ($\Delta_1^{(s)}$ и $\Delta_2^{(s)}$) примем, что они — нормальные некоррелированные "белые шумы" с нулевыми средними и равными интенсивностями, т. е. $\Delta_i^{(s)} : N(0, R_i^{(s)})$, $i = \overline{1, 2}$; $R_i^{(k)} = R_j^{(s)} = \sigma_\Delta^2$; $i, j, k, s = \overline{1, 2}$. Вторые ($v_i, i = \overline{1, 3}$) представлены моделями $v_i : N(m_i, \sigma_i^2)$, $m_i \neq m_j$, $\sigma_i = \sigma_j = \sigma_u$, $i, j = \overline{1, 3}$, $i \neq j$.

С учетом изложенного за вектор состояния обратной задачи примем $\mathbf{x} = (\beta_1, \beta_2, \beta_3, m_1, m_2, m_3)^T$, а ее уточненную модель запишем в виде

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_i &= -e_{ijk}\omega_k \beta_j + m_i + u_i, \beta_i(0) = \beta_i, 0, \\ \dot{m}_i &= \chi_i(t), m_i(0) = m_i, 0, \end{aligned} (5)$$

$$\delta J_p^{(s)} = e_{pkj}l_k^{(s)}\beta_j + \varepsilon_p^{(s)}; i, j, k, p = \overline{1, 3}; s = \overline{1, 2},$$

где $m_i(t) = \int_0^t \chi_i(\tau)d\tau$, $\chi_i(\tau)$ — скорость изменения m_i ;

$u_i : N(0, \sigma_i^2)$, $\sigma_i = \sigma_j \forall i, j$. Легко убедиться, что вектор

состояний в системе (5) наблюдаем, причем это свойство сохраняется, если в уравнениях измерений исключить третье и шестое уравнения. Полагая далее, что это сделано, примем, что индекс $p = \overline{1, 2}$.

Перепишем (5) в следующем, более общем виде:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{q}, \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \\ \mathbf{z} &= \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{r}, \end{aligned} (6)$$

где \mathbf{A} и \mathbf{H} — матрицы соответствующих коэффициентов при компонентах вектора состояния \mathbf{x} ; $\mathbf{z} = (z_k) = (\delta J_p^{(s)})$, $k = \overline{1, 4}$; $p = \overline{1, 2}$; $s = \overline{1, 2}$, — вектор измерений; $\mathbf{q} = (q_i) = (u_1, u_2, u_3, \chi_1, \chi_2, \chi_3)^T$; $\mathbf{r} = (r_k) = (\varepsilon_1^{(1)}, \varepsilon_2^{(1)}, \varepsilon_1^{(2)}, \varepsilon_2^{(2)})^T = \mathbf{G} \cdot \Delta$; $\mathbf{G} = \text{block} - \text{diag}(\mathbf{G}^{(1)}, \mathbf{G}^{(2)})$; $\mathbf{G}^{(s)} = (g_{ij}^{(s)})$; $i, j, s = \overline{1, 2}$; $\Delta = (\Delta_1^{(1)}, \Delta_2^{(1)}, \Delta_1^{(2)}, \Delta_2^{(2)})^T$; "т" — символ транспонирования векторов и матриц.

Концепция нейроморфного алгоритма

В качестве исходного алгоритма динамического обращения для решения задачи (6) рассмотрим линейный алгоритм (фильтр) следующего вида:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{K}(\mathbf{z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}), \hat{\mathbf{x}}(0) = \hat{\mathbf{x}}_0, (7)$$

где $\mathbf{K} = \mathbf{K}^*$, $\mathbf{K}^* = \arg \min_{\mathbf{K}} F$, $F = 0,5\|\mathbf{z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}\|^2$, $\|\cdot\|$ — евклидова норма вектора. Если пара матриц (\mathbf{A} , \mathbf{H}) наблюдаема, то выбор, в соответствии с указанным, матричного коэффициента обратной связи \mathbf{K} может обеспечить асимптотическую устойчивость алгоритма (7). О достижимости этого свойства алгоритма свидетельствует тот факт, что, если интерпретировать (7) как алгоритм калмановского типа, т. е. положить $\mathbf{K} = \mathbf{D}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1}$, где \mathbf{D} удовлетворяет матричному уравнению Риккати $\dot{\mathbf{D}} = \mathbf{A}\mathbf{D} + \mathbf{D}\mathbf{A}^T - \mathbf{D}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1}\mathbf{H}\mathbf{D} + \mathbf{Q}$, $\mathbf{D}(0) = \mathbf{D}_0$ с симметрическими положительно определенными матрицами \mathbf{Q} , \mathbf{R} , \mathbf{D}_0 , то уравнение (7) асимптотически устойчиво [2].

Из изложенного следует, что помимо прямого выбора — $\mathbf{K} = \mathbf{K}^*$, $\mathbf{K}^* = \arg \min_{\mathbf{K}} F$ — допустим альтернативный — $\mathbf{K} = \mathbf{K}^*$: $\mathbf{K}^* = \mathbf{K}^*(\mathbf{Q}^*, \mathbf{R}^*)$; $(\mathbf{Q}^*, \mathbf{R}^*) = \arg \min_{\mathbf{Q}, \mathbf{R}} F$, который и используется в данной работе.

Достоинство его в том, что он гарантирует асимптотическую устойчивость (7) и сходимость предлагаемого ниже решения экстремальной задачи.

Теперь заметим следующее. Модель (5) построена на основе теоретико-механических и математических представлений, т. е. на абстрактных образах как продуктах деятельности и развития человеческого мозга (в значительной степени это относится к префронтальной области коры — зоны мозга [5]). Поэтому об алгоритме (7), построенном на представлениях

модели (6), можно говорить, что он нейроморфен, и отождествлять его с искусственной нейросетью с синаптическими (по сути) коэффициентами **A**, **H** и **K**. Особенность этой нейросети состоит в том, что ее структура и значения части синаптических коэффициентов (**A** и **H**) предопределены теоретически (и даны в измерениях), а обучение выполняется в процессе решения экстремальной задачи и отождествимо с адаптивной настройкой матричного параметра **K** = **K(Q, R)**.

При численном исследовании задачи (5) **Q** и **R** выбраны в виде $\mathbf{Q} = \text{diag}(\sigma_u^2, \sigma_u^2, \sigma_u^2, \sigma_\chi^2, \sigma_\chi^2, \sigma_\chi^2)$, $\mathbf{R} = \sigma_\Delta^2 \mathbf{G}\mathbf{G}^T$. Таким образом, в выбранном варианте экстремальная задача решается в пространстве только трех параметров: σ_u^2 , σ_χ^2 и σ_Δ^2 ; заметим, что в исходном варианте ее пришлось бы решать в пространстве 24 параметров K_{ij} .

Для решения экстремальной задачи в данной статье предлагается мультисистема из $3^3 = 27$ параллельных систем — алгоритмов калмановского типа (в этом суть модели механизма нейроморфизма). Работа каждого из них выполняется при одинаковых для всех стартовых на шаге решения условиях, но при разных значениях параметров **Q** и **R**. Победившей в таком соревновательном на шаге процессе признается система с наименьшим значением F , а значения ее переменных $\hat{\mathbf{x}}$ и **D** принимаются в качестве стартовых на следующем шаге решения для всех систем мультисистемы; новый же набор значений параметров **Q** и **R** формируется около (как центра) значений параметров **Q** и **R** победившей системы. Например, если $\tilde{\sigma}_\Delta$ — значение параметра σ_Δ системы-победителя, то новый набор значений этого параметра есть $\{\tilde{\sigma}_\Delta(1 - \alpha), \tilde{\sigma}_\Delta, \tilde{\sigma}_\Delta(1 + \alpha)\}$; $0 < \alpha < 1$; аналогичным образом назначаются новые значения параметров σ_u и σ_χ .

Результаты вычислительного эксперимента

Вычислительный эксперимент проводили для случая движения объекта-носителя ТП по географической параллели ($\varphi = 45^\circ$) с относительной (к Земле) скоростью 100 м/с в восточном направлении.

Предполагалось, что трехгранник ou физически моделирует географически ориентированный трехгранник с осями, направленными соответственно на Восток, Север и по радиус-вектору места объекта; при

этом наблюдаются две НЗ. Одна из них с ортом $\mathbf{I}^{(1)} = (0, \cos\varphi, \sin\varphi)^T$ — Полярная; другая — с ортом $\mathbf{I}^{(2)} = \left(-\frac{\omega_2}{\omega} \sin\omega t, \frac{\omega_2\omega_3}{\omega} (1 - \cos\omega t), \frac{\omega_2^2}{\omega} (1 - \cos\omega t) \right)^T$,

так что при $t = 0$ он направлен по радиус-вектору места (старта) объекта, $\omega = |\omega|$. Тогда

$$\delta J_1^{(1)} = -\beta_2 \sin\varphi + \beta_3 \cos\varphi + \Delta_1^{(1)} \cos\varphi,$$

$$\delta J_2^{(1)} = \beta_1 \sin\varphi - \Delta_2^{(1)} \sin\varphi,$$

$$\delta J_1^{(2)} = -l_3^{(2)} \beta_2 + l_2^{(2)} \beta_3 + l_2^{(2)} \Delta_1^{(2)} - l_3^{(2)} \sin\gamma_1^{(2)} \Delta_2^{(2)},$$

$$\delta J_2^{(2)} = l_3^{(2)} \beta_1 - l_2^{(2)} \beta_3 - l_2^{(2)} \Delta_1^{(2)} - l_3^{(2)} \cos\gamma_1^{(2)} \Delta_2^{(2)}.$$

При имитационном моделировании системы (5) предполагалось, что u_i и Δ_i распределены не нормально, а равномерно со среднеквадратическими значениями $\sigma_u = 10^{-3}$ рад/с и $\sigma_\Delta = 10^{-6}$ рад; функция m_1 — кусочно-постоянная, а функции m_2 и m_3 — синусоидальные с различными значениями амплитуд, периодов и фаз; чисто случайные процессы в формировании этих функций не участвуют, так что $\sigma_\chi = 0$; начальные значения переменных состояния — $\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = 5 \cdot 10^{-4}$, $m_1 = 2 \cdot 10^{-6}$; $m_2 = m_3 = 0$; $D_{ij}(0) = 10^{-14} \delta_{ij}$.

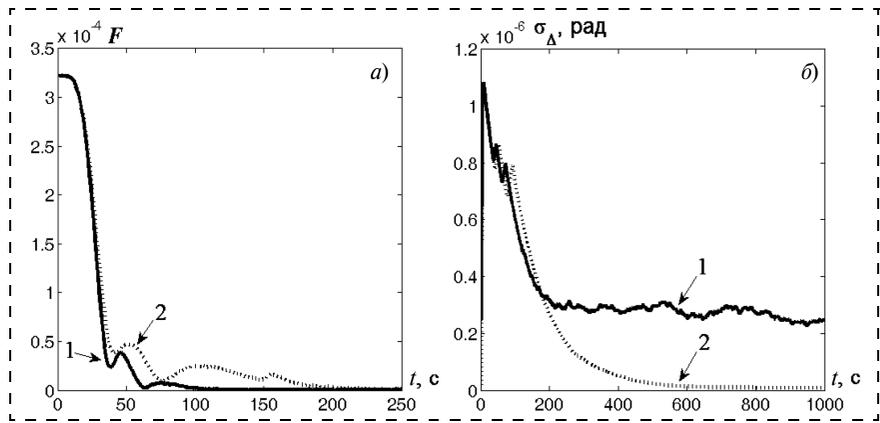


Рис. 1

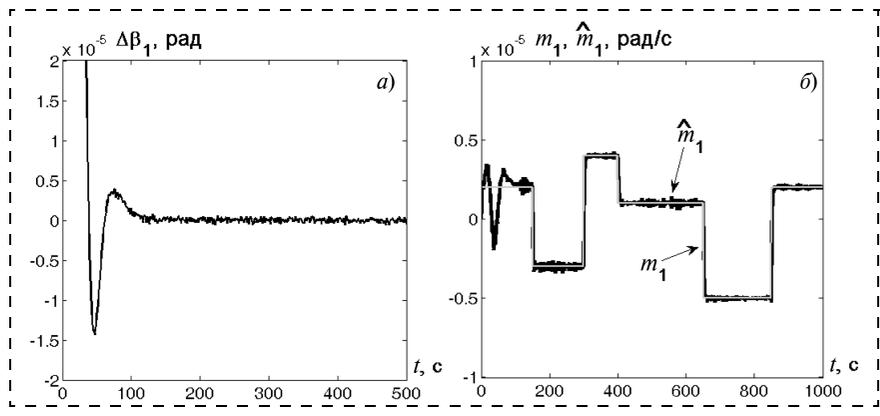


Рис. 2

При решении обратной задачи (5) с помощью предложенной нейроморфной системы начальные значения параметров настройки (σ_u , σ_χ и σ_Δ) синаптических коэффициентов (K_{ij}) брали следующими: $\sigma_u = \sigma_\chi = 5 \cdot 10^{-6}$, $\sigma_\Delta = 10^{-6}$.

Об эффективности системы можно судить по графикам на рисунках, представляющим некоторые характерные результаты вычислительного эксперимента.

На рис. 1 показаны графики эволюции F (рис. 1, а) и σ_Δ (рис. 1, б) при $\alpha = 0,01$ (графики 1) и $\alpha = 0,05$ (графики 2); на рис. 2 — графики при $\alpha = 0,05$ эволюции погрешности $\Delta\beta_1$ (рис. 2, а) оценки значений β_1 и функции m_1 и ее оценки \hat{m}_1 (рис. 2, б).

Заключение

Результаты выполненного исследования показали конструктивность предложенной концепции

нейроморфизма при решении конкретной прикладной задачи и расширили существующее представление о методе динамического обращения [3], интерпретируемом в рамках калмановской теории наблюдения.

Список литературы

1. **Андреев В. Д.** Теория инерциальной навигации. Корректируемые системы. М.: Наука, 1967. 648 с.
2. **Kalman R. E., Falb P. L., Arbib M. A.** Topics in mathematical system theory. New York: McGraw-Hill, 1969.
3. **Осипов Ю. С., Кряжмский А. В.** Задачи динамического обращения // Вестник РАН. 2006. Т. 76, № 7. С. 615–624.
4. **Ишлинский А. Ю.** Классическая механика и силы инерции. М.: Наука, 1987. 320 с.
5. **Arnsten Amy F. T.** Prefrontal Cortical Network Connections // International Journal of Developmental Neuroscience. 2011. V. 29, N 3. P. 215–223.

УДК 551.46.077 + 629.584

И. Е. Туфанов, аспирант,
ituphanov@gmail.com,
Институт проблем морских технологий
Дальневосточного отделения РАН

Разработка системы централизованного управления группой автономных необитаемых подводных аппаратов

Обсуждается создание системы программного управления (СПУ) для группы автономных необитаемых подводных аппаратов (АНПА). Описаны состав и структура СПУ при ее использовании для АНПА "МАРК" и средства, обеспечивающие управление группой аппаратов. Приведены некоторые детали реализации СПУ и результаты испытаний АНПА "МАРК".

Ключевые слова: групповое управление, система программного управления, автономные необитаемые подводные аппараты

Одним из инструментов для решения исследовательских задач в морской среде являются автономные необитаемые подводные аппараты (АНПА). При использовании одиночного аппарата возникают проблемы, связанные со скоростью и надежностью выполнения задачи, преодоления которых используют группы АНПА. Для эффективного управления группой АНПА необходимы специализированные системы программного управления (СПУ). В настоящее время в различных научно-исследовательских организациях ведется разработка СПУ, обеспечивающих групповую работу АНПА, что отражено в ряде работ.

В лаборатории подводных систем и технологий (LSTS) университета Порто (Португалия) ведется разработка программного обеспечения для управления совместной работой разнородных автономных аппаратов (подводных, поверхностных, летательных) [1]. Унифицированная СПУ под названием DUNE [2] использует прикладной протокол передачи сообщений ИМС [3] для обмена как между модулями СПУ на борту аппарата, так и для обмена сообщениями между аппаратами. Также разработан пульт оператора, позволяющий одновременно отслеживать состояние нескольких аппаратов. Каждый аппарат в системе DUNE имеет план, представляющий собой либо траекторию движения, либо команду следования за другим аппаратом. План задается оператором, т. е. в системе в настоящее время отсутствует механизм распределения заданий и построения коллективных планов.

Подход, при котором распределение заданий между АНПА происходит перед выполнением миссии, используется в работе [4]. При этом в качестве заданий рассматриваются задачи обследования площадных участков, а для расчета оптимальных планов используется оптимизация методом колонии муравьев.

Одной из СПУ АНПА с открытым исходным кодом является система MOOS-IvP [5]. На бортовом вычислителе аппарата одновременно работают несколько процессов, обменивающихся данными через общую память.

Целевые параметры движения АНПА определяются с использованием функции полезности [6]. Алгоритмы группового управления в MOOS-IvP реализуются в виде дополнительных модулей. Так, в работе [7] предлагается групповое взаимодействие

АНПА по следующей схеме. Имеется центральный узел, который является источником заданий (это может быть компьютер, контролируемый оператором, или АНПА, на который загружен полный план миссии). Рассматриваются простые задания вида "посетить точку" и реализуется так называемое аукционное планирование, которое заключается в следующем. По мере возникновения заданий центральный узел публикует информацию о них и собирает заявки на ее выполнение от аппаратов. Аппарат, который предложит наискорейшее выполнение задания, получает это задание. На базе MOOS-IvP аукционное планирование реализуется в виде двух программ: центрального узла, публикующего задания, и аукционера на каждом аппарате, делающего ставки. Если аукционеру назначено задание, то он влияет на функцию полезности своего АНПА.

В настоящее время в основе систем управления АНПА лежат идеи гибридной программной архитектуры [8]. В соответствии с ней вся система управления делится на три уровня:

- нижний уровень управления исполняет элементарные действия. Он наиболее приближен к бортовым устройствам и работает реактивно (т. е. отвечает локальными реакциями на меняющиеся условия);
- средний уровень разбивает план на элементарные действия и обобщает информацию с датчиков для передачи ее верхнему уровню управления;
- верхний уровень управления строит план действий в соответствии с имеющейся миссией и моделью среды.

Каждый уровень передает нижестоящему команды, а принимает данные, отражающие текущую обстановку. К гибридным СПУ относятся, например, DUNE [2], DSAAV [9] (университет Сингапура), СПУ ИПМТ ДВО РАН [8]. Некоторые СПУ используют иные принципы. Так, примером СПУ, основанной на поведении, может служить MOOS-IvP [5].

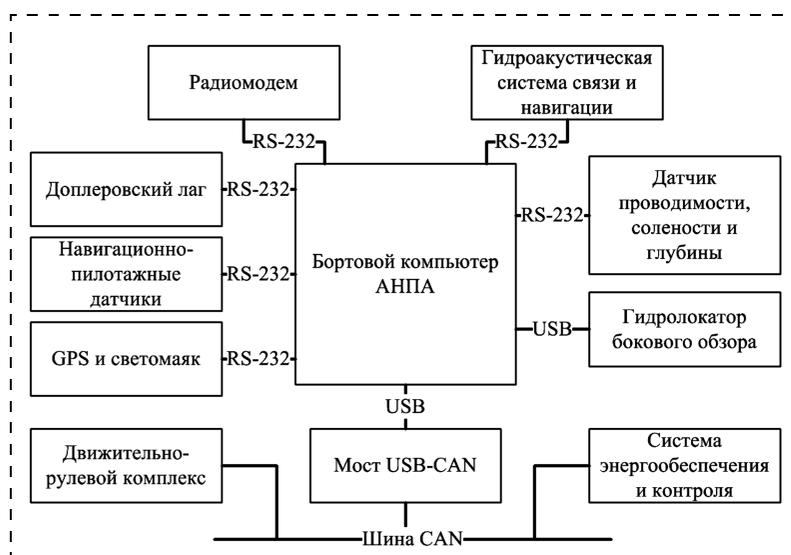


Рис. 1. Структура ЛВС АНПА "МАРК"

В системе TRex [10] управление осуществляется на основе иерархической структуры по схеме "восприятие — модель — план — действие".

Данная статья посвящена рассмотрению гибридной СПУ, поддерживающей групповые операции АНПА по схеме централизованного управления. Такая схема выбрана по двум причинам. Во-первых, она не требует никаких процедур согласования между АНПА, как того требуют аукционные методы планирования в распределенных системах. Это снижает общее число передаваемых сообщений, что немаловажно, поскольку специфика водной среды заключается в низкой пропускной способности систем связи. Во-вторых, децентрализация управления роботами становится эффективной с увеличением числа роботов [11]. Однако АНПА до сих пор остаются "штучными" изделиями, и имеется возможность составления групп лишь небольшого их числа.

Состав и архитектура СПУ АНПА "МАРК"

АНПА "МАРК" [12] разработан в 2011 г. в НОЦ "Подводная робототехника", образованном на базе ДВФУ и ИПМТ ДВО РАН. Он представляет собой малогабаритный аппарат массой 50 кг и предназначен для работ на глубинах до 200 м. На борту АНПА развернута локальная вычислительная сеть (ЛВС), основу которой составляет промышленный компьютер. Структура ЛВС приведена на рис. 1.

СПУ, которой посвящена данная статья, представляет собой гибридную систему. Она выполнена в виде набора исполняемых модулей, работающих одновременно. Некоторые модули предназначены для работы на бортовом компьютере АНПА, в то время как другие используются на компьютере оператора. Модули распределяются по уровням следующим образом:

- нижний уровень составляют драйверы бортовых устройств, навигационная программа, регуляторы движения, контрольно-аварийная система. Для модулей нижнего уровня характерен частый обмен данными (десятки сообщений в секунду);
- средний уровень представлен менеджером групповой миссии. Этот модуль выполняет план, сформированный центральным узлом. План разбивается на набор элементарных действий, имеющих в библиотеке заданий АНПА;
- верхний уровень состоит из пульта оператора и планировщика. Последний реализует функции центрального узла при управлении. Он может быть запущен как на компьютере судового поста оператора (СПО), так и на одном из АНПА.

Для обеспечения связи между модулями используется обмен сообщениями, что позволяет естественным образом обобщить передачу данных между модулями

на обмен сообщениями между АНПА и центральным узлом. Используется библиотека IPC [13], передающая сообщения через сетевые сокет, что позволяет запускать модули СПУ в различных конфигурациях на нескольких бортовых компьютерах.

На рис. 2, а представлена схема части СПУ на одном из АНПА группы. Общая структура СПУ приведена на рис. 2, б в предположении, что центральным узлом является пост оператора. Для передачи IPC-сообщений между АНПА и центральным узлом используется следующая схема (на примере передачи сообщения по гидроакустическому каналу от менеджера групповой миссии центральному узлу):

- 1) менеджер групповой миссии публикует IPC-сообщение для гидроакустического модема в локальной сети АНПА;
- 2) модем АНПА получает IPC-сообщение и передает его как соответствующий пакет;
- 3) модем СПО принимает пакет, и драйвер модема публикует IPC-сообщение в локальной сети СПО.

Драйвер модема также отвечает за создание устойчивого канала связи (канальный уровень). Предполагается, что программа, посылающая сообщение, получает от драйвера либо подтверждение того, что сообщение доставлено, либо отказ.

Организация управления группой АНПА

Традиционный подход при составлении миссии АНПА состоит в задании последовательности действий [8], представляющей собой фактически программу, которую аппарат должен выполнить. Такой подход обычно называется императивным в отличие от декларативного подхода, при котором имеется текстовое описание заданий без указания жесткого порядка их выполнения и описания переходов между ними. При выполнении миссии, заданной декларативно, требуется планирование, т. е. преобразование набора заданий в последовательность элементарных команд. Для управления группой АНПА целесообразно декларативное представление миссии. Задача планирования состоит в определении порядка выполнения заданий и в распределении заданий между аппаратами оптимальным образом с учетом имеющихся ограничений.

Будем считать, что миссия представляет собой набор заданий. Типичное задание для АНПА — проход по отрезку на заданной глубине с включенным

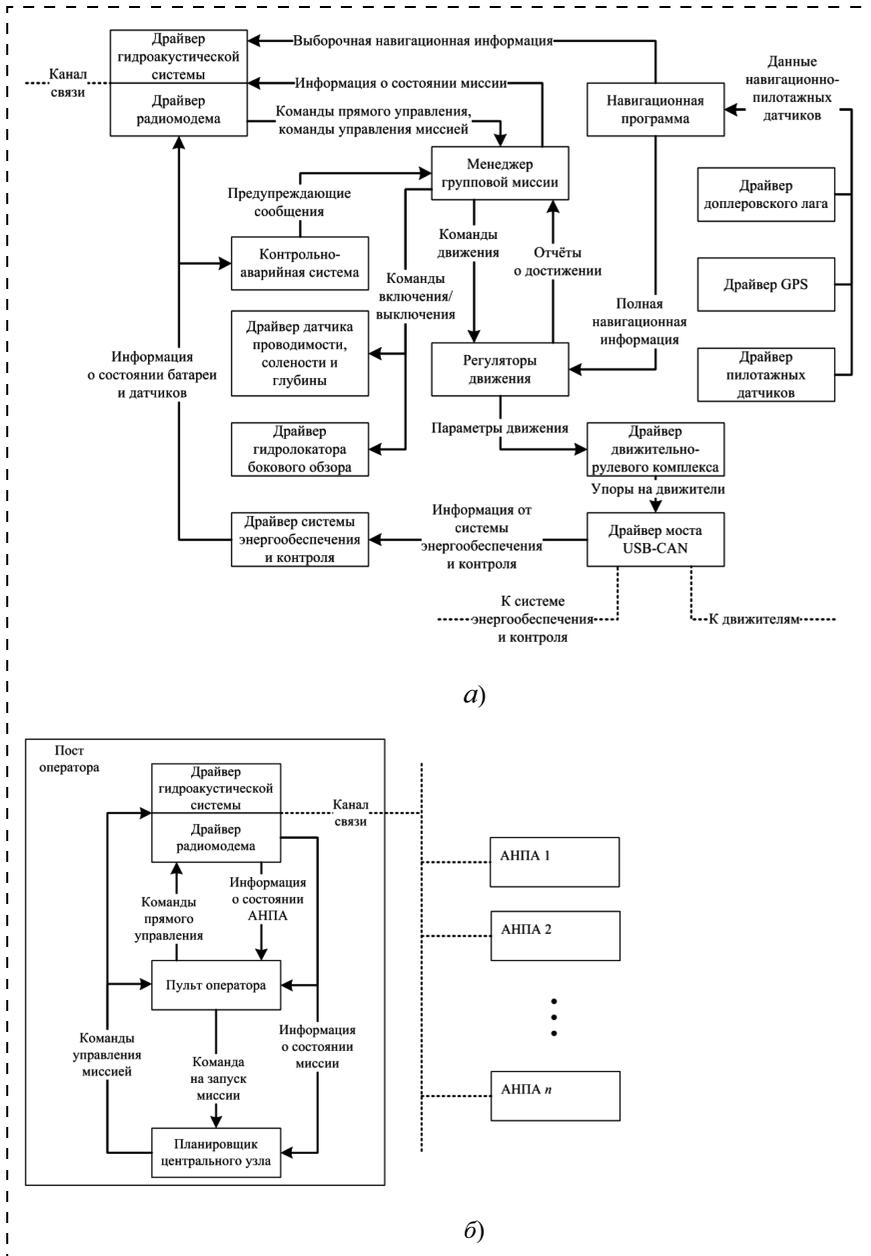


Рис. 2. Структура СПУ на борту одного АНПА (а) и общая структура СПУ (б); стрелками отображены группы однотипных IPC-сообщений

датчиком (например, с гидролокатором бокового обзора). Несколько проходов по отрезку позволяют осуществить площадную съемку. Примером более сложного задания является оконтуривание неоднородности морской среды [14]. Для простоты планирования будем считать задания неделимыми, т. е. каждое задание должен выполнить единственный аппарат, не останавливаясь в процессе выполнения.

Некоторые задания имеют несколько вариантов выполнения. Так, проход по отрезку может быть осуществлен двумя способами: в прямом и обратном направлениях. Задание по покрытию прямоугольной площади меандром может быть выполнено как минимум восемью способами, в зависимости от направления обхода и угла, с которого следует начать обход.

В процессе выполнения миссии необходимо корректировать имеющийся план в следующих случаях:

- аппарат вышел из состава миссии. Это может произойти не только в результате поломки, но и в случае, если аппарату подана более приоритетная команда телеуправления;
- аппарат включен в состав миссии;
- аппарат выполнил план. В случае оптимального планирования в момент завершения одиночного плана не существуют свободные задания, которые можно было бы поручить освободившемуся АНПА. Однако это возможно при расхождении реального и планируемого времени выполнения заданий.

Таким образом, может быть поставлена задача составления оптимального плана с учетом доступности и возможностей каждого АНПА, их текущих положений, вариантов выполнения каждого задания. Перебор всех вариантов для нахождения оптимального решения в этой задаче трудоемок даже для небольших примеров (порядка десяти заданий и трех АНПА). Нами использованы модификации алгоритмов, решающих задачу коммивояжера [14]. В настоящее время реализованы два алгоритма: один основан на динамическом программировании и позволяет найти полное решение для небольших примеров, другой, построенный на аукционных методах, используется во всех остальных случаях.

Групповая работа реализуется благодаря взаимодействию двух программ — планировщика на центральном узле и менеджера групповой миссии на каждом АНПА.

Имеются несколько типов сообщений, которыми обмениваются планировщик и менеджер миссии. Сообщения приведены в табл. 1. Предполагается, что каждый АНПА снабжен уникальным числовым идентификатором — адресом. В каждом сообщении присутствует поле адреса.

Рассмотрим подробнее алгоритм работы планировщика. Он принимает на вход описание миссии и работает до тех пор, пока все задания не будут

выполнены. Планировщик хранит в оперативной памяти информацию обо всех АНПА, участвующих (участвовавших) в миссии, и о каждом задании. Для каждого задания хранится его статус (выполнено, выполняется, ожидает выполнения) и идентификатор АНПА, занятого в его выполнении. Для каждого АНПА хранится его план и текущее состояние этого плана. Кроме того, хранится список АНПА, которым не удалось отправить их план. Эти планы периодически отправляются заново.

Основу планировщика составляет цикл обработки сообщений. Этот цикл выглядит следующим образом:

1. Проверить наличие новых сообщений.
2. Обновить состояние заданий, если пришли сообщения MSG_TASK_DONE или MSG_TASK_START.
3. Проверить, обновился ли состав группы: пришло сообщение MSG_VEHICLE_AWAY от аппарата в группе, или пришло сообщение MSG_VEHICLE_CAPS от аппарата не в группе, или сообщение MSG_VEHICLE_ALIVE не приходило в течение определенного времени от одного из аппаратов в группе.
4. Если состав группы обновился или один из аппаратов группы закончил выполнение своего плана, выполнить перепланирование и разослать планы всем аппаратам группы, используя сообщение MSG_PLAN.
5. Если список неотправленных планов не пуст, то отправить заново те планы из списка, для которых истекло время ожидания повторной отправки. Обновить список.

Рассмотрим теперь алгоритм работы менеджера групповой миссии. Он запущен на каждом АНПА группы и хранит информацию об имеющемся плане и его состоянии. Все время, пока запущен менеджер групповой миссии, аппарат либо находится в составе группы, либо пытается к ней присоединиться. Так же, как и в планировщике, поддерживается список сообщений, которые отправить не удалось. Периодически эти сообщения отправляются.

Таблица 1

Сообщения между планировщиком и менеджером миссии АНПА

Идентификатор	Направление	Описание
MSG_VEHICLE_CAPS	К планировщику	Сообщает о готовности АНПА присоединиться к миссии. Содержит информацию о параметрах движения АНПА и исправности его бортового оборудования
MSG_VEHICLE_AWAY	К планировщику	Сообщает, что АНПА выходит из состава миссии, например, по причине поступления команды телеуправления или по сообщению своей контрольно-аварийной системы
MSG_VEHICLE_STATE	К планировщику	Периодическое сообщение, говорящее о том, что аппарат, находящийся в составе миссии, выполняет свой план. Содержит информацию о состоянии аппарата
MSG_TASK_DONE	К планировщику	Сообщает о том, что АНПА выполнил очередное задание. Содержит идентификатор выполненного задания
MSG_TASK_START	К планировщику	Сообщает о том, что АНПА приступил к выполнению очередного задания. Содержит идентификатор задания
MSG_PLAN	От планировщика	Содержит перечисление заданий в том порядке, в котором их следует выполнить. Каждое задание определяется своим типом, параметрами и числовым идентификатором

Таблица 2

Жестко заданная программа «квадрат» для АНПА

№	Время, с	Продольная тяга, %	Курс, °
1	5	0	0 (север)
2	30	50	0 (север)
3	5	0	270 (запад)
4	30	50	270 (запад)
5	5	0	180 (юг)
6	30	50	180 (юг)
7	5	0	90 (восток)
8	20	50	90 (восток)

В списке всегда присутствует либо сообщение MSG_VEHICLE_STATE (если аппарат находится в составе группы), либо сообщение MSG_VEHICLE_CAPS (если аппарат не находится в группе). Цикл обработки сообщений менеджера групповой миссии выглядит следующим образом:

1. Проверить наличие новых сообщений.
2. Если получено сообщение от пульта оператора о выходе из групповой миссии, то отправить сообщение MSG_VEHICLE_AWAY и выйти из цикла.
3. Если аппарат не находится в составе группы, перейти к пункту 8.
4. Если получено сообщение MSG_PLAN, обновить план. Считать, что АНПА находится в составе группы.
5. Если получено сообщение от регуляторов о выполнении текущего задания, отправить сообщение MSG_TASK_DONE. Если выполнено последнее задание в списке, считать АНПА вышедшим из состава группы.
6. Если получено сообщение от регуляторов о выполнении текущего задания или план обновился, приступить к переходу в начальную точку нового задания.
7. Если получено сообщение от регуляторов о достижении начальной точки текущего задания, то подать регуляторам команду для выполнения задания и отправить сообщение MSG_TASK_START.
8. Отправить сообщения, для которых истекло время повторной отправки. Если отправлено MSG_VEHICLE_CAPS или MSG_VEHICLE_STATE, то вернуть в очередь одно из них, в зависимости от принадлежности АНПА группе.

Реализация и испытания

СПУ предназначена для работы под управлением ОС Linux (на бортовом компьютере АНПА "МАРК" используется сборка ядра версии 2.6). Однако части бортовой системы в целях отладки могут быть запущены и под управлением ОС Windows (это необходимо при использовании трехмерной модели для отладки миссий [15]). По этой причине основные модули СПУ могут быть скомпилированы и под Linux и под Windows.

Реализация СПУ на настоящий момент включает порядка 20 модулей, не считая вспомогательных, предназначенных для отладки и диагностики. Основными языками программирования являются С и С++. Для создания приложений с графическим интерфейсом используется платформа Qt. Для организации коллективной работы программистов используется распределенная система контроля версий git.

Летом 2011 г. в реальных условиях была испытана часть системы, обеспечивающая работу одиночного аппарата [12]. В качестве заменителя менеджера групповой миссии была использована программа, задающая жесткую последовательность перемещений аппарата (табл. 2). Такая программа задает движение по квадрату и служит для проверки стабилизации курса аппарата.

Результат выполнения программы проиллюстрирован на рис. 3. Смена программного курса происходит на секундах 0, 35, 70 и 105 в соответствии с выполняемой миссией. В эти моменты времени программа миссии отправляет регуляторам сообщение о новом целевом курсе. После подачи каждого сообщения курс АНПА начинает изменяться и по достижении целевого значения совершает колебания относительно него.

Испытания показали работоспособность нижнего уровня СПУ. Натурные испытания всей СПУ планируются на нескольких АНПА серии "МАРК". В настоящий момент на модели проведена проверка алгоритмов планирования групповых миссий.

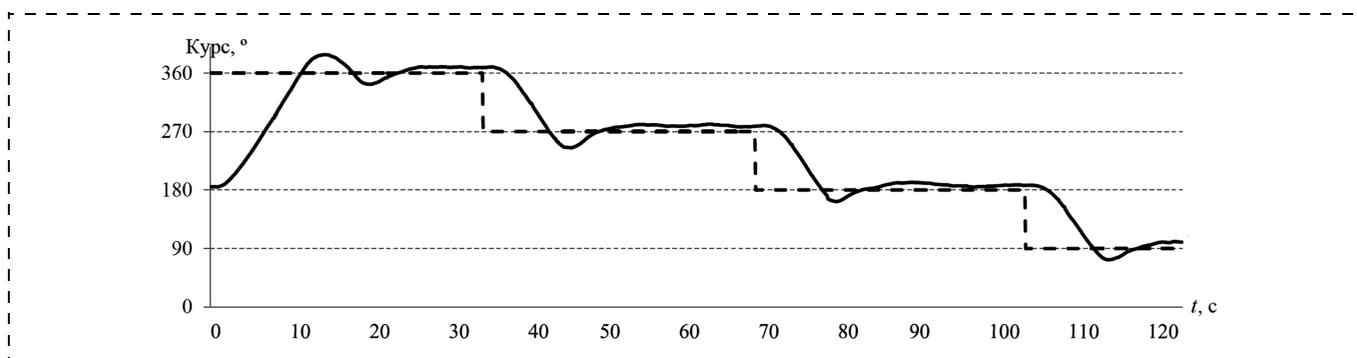


Рис. 3. График зависимости программного и фактического курса АНПА от времени

* * *

Автор выражает признательность всем сотрудникам НОЦ "Подводная робототехника", принявшим участие в данной работе, а также в подготовке и проведении натурных экспериментов, результаты которых были использованы в статье.

Работа выполнена при поддержке гос. контракта № 14.A18.21.0283 с Министерством образования и науки РФ.

Список литературы

1. **Dias H., Calado P., Bencatel R., Gomes R., Ferreira S., Sousa J.** Operations with multiple unmanned systems // 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), October 7–12, 2012, Vilamoura, Portugal. 2012.
2. **Pinto J., Calado P., Braga J., Dias P., Martins R., Marques E., Sousa J.** Implementation of a control architecture for networked vehicle systems // IFAC Workshop on Navigation, Guidance and Control of Underwater Vehicles (NGCUV 2012), April 10–12, 2012, Porto, Portugal. 2012.
3. **Martins R., Dias P. S., Marques E. R. B., Pinto J., Sousa J. B., Pereira F. L.** IMC: A communication protocol for networked vehicles and sensors // Proc. of the OCEANS 2009 MTS/IEEE Conference, May 11–14, 2009, Bremen, Germany. 2009.
4. **Wang H., Wang L. L., Li J., Bian X., Zhang W.** Autonomous Team Mission Planning for AUVs // Proc. of the OCEANS 2011 MTS/IEEE Conference, September 19–22, 2011, Kona, USA. 2011.
5. **URL:** <http://moos-ivp.org> (дата обращения: 12.03.2013).
6. **Benjamin M. R.** Interval programming: a multi-objective optimization model for autonomous vehicle control: Doctoral Dissertation. Brown University Providence, RI, USA. 2002. 130 p.
7. **Demarco K., West M. E., Collins T. R.** An implementation of ROS on the Yellowfin autonomous underwater vehicle (AUV) // Proc. of the OCEANS 2011 MTS/IEEE Conference, September 19–22, 2011, Kona, USA. 2011.
8. **Агеев М. Д., Киселёв Л. В., Матвиенко Ю. В.** и др. / Под общ. ред. М. Д. Агеева Автономные подводные роботы: системы и технологии. М.: Наука, 2005. 398 с.
9. **Chitre M.** DSAAV — A distributed software architecture for autonomous vehicles // Proc. of the OCEANS 2008 MTS/IEEE Conference, September 15–18, 2008, Quebec City, Canada. 2008.
10. **Rajan K., Py F., Barreiro J.** Towards Deliberative Control in Marine Robotics // Marine Robot Autonomy. Springer, 2013. P. 91–176. 2013.
11. **Юревич Е. И.** О проблеме группового управления роботами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2004. № 2.
12. **Ваулин Ю. В., Дубровин Ф. С., Кушнерик А. А., Туфанов И. Е., Щербатюк А. Ф.** Малогабаритный автономный необитаемый подводный аппарат МАРК нового поколения для выполнения групповых операций // Мехатроника, автоматизация, управление. 2012. № 6. С. 59–65.
13. **URL:** <http://www.cs.cmu.edu/~IPC/> (дата обращения: 12.03.2013).
14. **Туфанов И. Е., Щербатюк А. Ф.** Разработка алгоритмов группового поведения АНПА в задаче обследования локальных неоднородностей морской среды // Управление большими системами. 2012. Вып. 36. С. 262–284.
15. **Инзарцев А. В., Киселёв Л. В., Медведев А. В., Павин А. М., Севрюк А. В., Сенин Р. А., Бобков В. А., Борисов Ю. С., Мельман С. В.** Имитационный моделирующий комплекс для "интеллектуального" автономного подводного робота // Мехатроника, автоматизация, управление. 2009. № 2. С. 46–52.

ИНФОРМАЦИЯ



Международный симпозиум

«ЭКСТРЕМАЛЬНАЯ РОБОТОТЕХНИКА -
РОБОТОТЕХНИКА ДЛЯ РАБОТЫ В УСЛОВИЯХ
ОПАСНОЙ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ (ЭР-2013)»

в рамках

VI Петербургского международного инновационного форума
и XVII Международного форума «Российский промышленник»

1-3 октября 2013 года
ЦНИИ РТК, Тихорецкий пр., 21
Санкт-Петербург

Подробная информация о симпозиуме на сайте: <http://er.rtc.ru/>

CONTENTS

Akhmetsafin R. D., Akhmetsafina R. Z. Identification of Objects with Time-Delay: Reverse Z-Transform vs Optimization	2
---	---

The paper deals with the algorithm of the identification of discrete systems with variable delay, consisting of an ideal sampler, zero-order hold and the linear continuous part. The delay parameter (fractional part of time delay) is estimated through the inverse modified Z-transform. The estimation is based on the equality of the continuous-time part step response to zero at the time delay point. The time delay of the discrete system (integer component) is adjusted by means of the integer part of the estimate obtained.

Keywords: identification, time delay, inverse modified Z-transform

Alekperli F. A., Shabanov M. A. Automatic Structural Identification Dynamic Objects on the Basis of Comparative Analysis of Typical Transitive Response	8
--	---

In this paper the algorithms of automatic identification of structure of control objects through their transitive characteristics are given. Algorithm of identification of object structure is based on mutual relations of transitive characteristics.

Keywords: automatic identification of structure, transitive characteristics, transfer junction, control object, dynamic model

Pshikhopov V. Kh., Medvedev M. Vu., Gaiduk A. R., Neidorf R. A., Belyaev V. E., Fedorenko R. V., Kostjukov V. A., Krukhmalev V. A. System of Position-Trajectory Control for Robotic Airship. Part 2. Control Algorithms	13
---	----

In this paper a control system for unmanned robotic airship is developed. Research of controllability of mathematical model was done. System of position-trajectory control based on high-order nonlinear interrelated model of airship is proposed. Adaptation of system is done on the basis of robust algorithms of disturbances estimation. Distribution of redundant control channels is done on the basis of minimum of required control actions. Experimental results of system study are shown.

Keywords: position-trajectory control, mathematical model, airship, robotic vehicle

Veselov G. E., Sklyarov A. A., Sklyarov S. A. Synergetic Approach to Control of Trajectory Movement of Mobile Robot in the Environment with Obstacles	20
--	----

In this paper was considered the problem of controlling mobile robots in environments with obstacles on the example of the tracked robot control. The polynomial trajectory on which robot is moving is represented as an attractor which provides stable state of controlled object. A priori unknown obstacles which appear on trajectory of robot movement are represented, as repellers in phase space of controlled object. To solve this problem in this paper applies the principles and methods of synergetic control theory.

Keywords: synergetic approach, mobile robot, trajectory movement, attractor, unknown obstacle, repeller

Rozenbaum A. N., Klimchenko V. V. A Description of the Condition of Human-Machine System in the Context of Minimax Approach	26
--	----

A problem is considered of describing domain of observations of medical condition of a human component of human-machine system. An algorithm is proposed for constructing ellipsoid of minimal volume containing all the measurement results. A distinctive feature of the proposed scheme of calculations is a significant reduction in computation compared to conventional algorithms.

Keywords: human-machine system, medical condition, circumellipsoid

Begichev U. I., Vasilec V. M., Ponomarenko A. V., Silvestrov M. M., Chernishov V. A. Main Issues of Development Technology for Training Complex and it's Ergonomic Support for Life Cycle of Multifunctional Aircraft	29
--	----

The following issues are considered on intellectual interactive training complex: current technology of making training complex for pilots and engineering — technical staff of multifunctional aircraft, structure, conceptual development complex framework, training aircraft staff technology and ergonomic support of life cycle.

Keywords: intellectual interactive training complex, interactive automated training system, procedure trainee, unified simulators, interactive integrative complex

Chubukov N. N. Algorithmic Calibration of Mechatronic Systems Using Sampling	36
---	----

Is devoted to the structural and parametric synthesis operators calibration of mechatronic systems using sampling. Emphasis on belonging to the calibration of the inverse and ill-posed problems of mathematical statistics, and sampling as an effective teaching tools to reduce the factor of impropriety. Developed a set of criteria for the identification of the operator calibration satisfying Pareto-optimality and the corresponding requirements of metrological standards.

Keywords: mechatronic system, automation, inverse, ill-posed problem, calibration, functional, operator, sampling

Dzhashitov V. E., Pankratov V. M., Golikov A. V., Nikolaev S. G., Kolevatov A. P., Plotnikov A. D., Koffer K. V. Strapdown Inertial Navigation System (SINS) Temperature Calibration Using Signals of Spaced Thermal Gages . . . 42

The issue of mechatronic strapdown inertial navigation system with fiber-optic gyroscope temperature calibration is discussed. It is suggested to use analytic compensation for the fiber-optic gyroscope temperature errors. The algorithm is developed based on thermal gradient and its derivatives that are determined using the data from the distributed system of thermal gages located in gyroscopes and in the system structural parts.

Keywords: mechatronic strapdown inertial navigation system, fiber-optic gyroscope, thermal gage, temperature compensation, the automated analysis

Komarov V. V. Methodology of Optimizing the Parameters of the Television State Observer at Large Optical Telescopes . . . 47

In the paper we consider the issues from the field of science and technology, dedicated to the creation and operation of large optical telescopes with computer-controlled pointing and tracking. The accuracy of telescope tracking using yet fainter stellar objects for guiding is studied.

The problem solution is studied, first of all, by the methods of structural and parametric synthesis of state observer for large telescopes. We suggest the method of optimization of the state observer parameters that allows us to define the optimal parameters for the general observer model at large optical telescopes.

Keywords: optical telescope, observer model, synthesis, parametric optimization

Pervov V. B., Kovalev A. E., Kurochkina V. A., Myagkikh A. S., Vozzhinskiy A. V., Yakovlev S. F. Complex Accuracy Calculation for CNC Wire-Cut Electrical Discharge Machine. 53

The article considers the main features of the complex accuracy calculation for a CNC WEDM. Optimal construction of a machine which has least deformations under sole weight action was simulated with the help of computer-aided design. The factors affecting machine accuracy are analyzed and the ensuing recommendations are reduced.

Keywords: wire cut EDM, complex calculation of accuracy, bed design

Kuzin M. A., Dreganov O. I. Stochastic Modeling and Optimization of a Precipitation Centrifugation Process of Powder Precipitates 57

The computer mathematical simulator of submersible rotating machine was offered, which used for optimization of precipitation centrifugation process of powder precipitates. The program system on imitation modeling and calculating of centrifuge is developed. The developed mathematical simulator of centrifuge and the program system can be used for optimization of the processes and apparatus of centrifuging, systems and processes of various fuel cycles.

Keywords: submersible centrifuge, mathematical simulator, critical speed, centrifuging, vibration

Devyatisil'nyi A. S., Chislov K. A. The Neuromorphic Multimodel Algorithm for Determination of the Mobile Technological Platform Rotation 62

The solution of astro-inertial system correction problem, constructed of the base of Kalman filter, is suggested. Some results of numerical experiment are presented.

Keywords: astro-inertial system, multimodel algorithm, mobile technological platform, neuron network, synaptic coefficients, Kalman filter

Tuphanov I. E. Development of Centralized Control System for Group of AUVS 65

This paper is dedicated to development of control system for a group of autonomous underwater vehicles /AUVS/. Structure of the control system for "MARK" AUV is given as well as description of algorithms, providing group control. Some implementation details for control system and field test results for "MARK" AUV are also given. This research is accomplished in research-education center "Underwater Robotics", which is established by Far-Eastern Federal University and Institute for Marine Technology Problems.

Keywords: group control, control system, autonomous underwater vehicles

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: **(499) 269-5397**, тел./факс: **(499) 269-5510**

Дизайнер *Т. Н. Погорелова*.

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Т. В. Пчелкина*.

Сдано в набор 26.04.2013. Подписано в печать 10.06.2013. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН713. 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"

Оригинал-макет ООО "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз".
105120, г. Москва, ул. Нижняя Сыромятническая, д. 5/7, стр. 2, офис 2.