

Алгоритмы многосвязного позиционно-траекторного управления подвижными объектами

В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев, Р. В. Федоренко, Б. В. Гуренко,
В.М. Чуфистов, В.А. Шевченко

*Южный федеральный университет, институт радиотехнических систем и
управления, Таганрог*

Аннотация: В работе рассматриваются алгоритмы позиционно-траекторного управления подвижными объектами, автоматически распределяющие управляющие силы и моменты по исполнительным механизмам. Базовый закон управления формируется на основе уравнений кинематики и динамики и метода позиционно-траекторного управления подвижными объектами. Рассматривается распределение управляющих сил и моментов на базе псевдоинверсной матрицы, обеспечивающей минимум СКО. Данный подход не предусматривает предварительное разделение каналов управления, как это принято в классических системах управления подвижными объектами. Предложенный метод применяется в системе управления воздухоплавательным комплексом. Рассматриваются случаи избыточного и недостаточного числа каналов управления. Приводятся результаты моделирования.

Ключевые слова: позиционно-траекторное управление, многосвязность, исполнительные механизмы, подвижный объект.

Введение

Современная практика управления подвижными объектами базируется на разделении движений и управлении каждой компонентой движения отдельным исполнительным механизмом [1, 2]. Например, на летательных аппаратах для маневрирования в вертикальной и горизонтальной плоскостях, используются рули высоты и направления [3]. Такой подход существенно ограничивает системы управления подвижными объектами, даже если они строятся на основе современных методов управления, базирующихся на многосвязных нелинейных моделях. Например, в работах [4, 5] представлены математическая модель и система управления прототипа беспилотной воздухоплавательной платформы ближнего космоса, успешно испытанной в декабре 2013 года на полигоне Хунаньского научно-исследовательского института космического электромеханического оборудования и специальных материалов (г. Чанша, Китай). Базовая система управления данного

прототипа синтезирована на основе позиционно-траекторного метода управления подвижными объектами [6, 7] и уравнений кинематики и динамики. В силу того, что исполнительные механизмы обладают более высоким быстродействием, в [4, 5] системы управления двигателями строятся в виде следящих систем с локальными регуляторами. В этом случае задача вычисления требуемых тяг и углов поворота двигателей по управляющим силам и моментам становится статической. В [4, 5] данная задача решается посредством синхронизации работы двигателей и минимизации тяг методом полного перебора. В схеме расположения двигателей, представленной в [4, 5], число возможных вариантов не превышает 96, поэтому решение задачи реализовано в реальном времени.

В общем случае подвижный объект может быть оснащен несколькими десятками управляющих органов, что существенно увеличивает размерность решаемой задачи [8, 9]. В этой связи требуется применять вычислительно эффективные алгоритмы вычисления требуемых тяг и углов поворота двигателей по заданным управляющим силам и моментам.

Постановка задачи

Все математические обозначения в данной работе соответствуют обозначениям, принятым в [4, 5].

Рассматривается подвижный объект в n -мерном пространстве с вектором управляющих сил и моментов F_u размерностью $n \times 1$. Подвижный объект оснащен m исполнительными механизмами, каждый из которых создает три проекции сил $[P_{ix} P_{iy} P_{iz}]^T$, $i = \overline{1, m}$. Каждый исполнительный механизм расположен в точке, координаты которой относительно начала связанной системы координат [4] задаются вектором $[x_i y_i z_i]^T$, $i = \overline{1, m}$. Тогда связь проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами, и

проекций управляющих сил и моментов в связанной с подвижным объектом системе координат определяется выражением:

$$F_u = UP, \quad (1)$$

где $P = [P_{1x} P_{1y} P_{1z} P_{2x} P_{2y} P_{2z} \dots P_{mx} P_{my} P_{mz}]^T$ – вектор проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами;

$$U = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & \dots & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & \dots & 0 & 0 & 1 \\ 0 & z_1 & -y_1 & 0 & z_2 & -y_2 & \dots & 0 & z_m & -y_m \\ z_1 & 0 & -x_1 & z_2 & 0 & -x_2 & \dots & z_m & 0 & -x_m \\ -y_1 & x_1 & 0 & -y_1 & x_1 & 0 & \dots & -y_1 & x_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Требуется найти вектор P , являющийся точным или наилучшим в некотором смысле решением системы (1).

Решение задачи на основе псевдообратной матрицы

Как известно [10], если матрица U является прямоугольной, то система (1) имеет бесконечное множество решений. Однако среди этих решений только одно обладает тем свойством, что его строки и столбцы являются линейными комбинациями сопряженной матрицы U^* . Такое решение принято называть псевдообратной матрицей U^+ [10]. Также известно, что псевдообратная матрица U^+ определяет наилучшее приближение решения системы (1) по критерию наименьших квадратов [10].

Таким образом, вектор проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами подвижного объекта определяется выражением:

$$P = U^+ F_u. \quad (3)$$

Тяги и углы поворотов исполнительных механизмов определяются в соответствии с выражениями:

$$p_i = \sqrt{P_{ix}^2 + P_{iy}^2 + P_{iz}^2}, \quad (4)$$

$$\alpha_i = \arctan \frac{P_{iy}}{P_{ix}}, \quad (5)$$

$$\beta_i = \arctan \frac{P_{iz}}{P_{ix}}. \quad (6)$$

где p_i – тяга i -го исполнительного механизма; α_i – угол поворота i -го исполнительного механизма в вертикальной плоскости связанной системы координат; β_i – угол поворота i -го исполнительного механизма в горизонтальной плоскости связанной системы координат.

Рассмотрим пример системы управления подвижным объектом с использованием выражений (1) – (6). В [4, 5] представлена система управления воздухоплавательным комплексом, который оснащен двумя маршевыми двигателями и двумя рулевыми хвостовыми двигателями. Маршевые двигатели вращаются только в вертикальной плоскости, а хвостовые – в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Кроме того, могут меняться тяги каждого двигателя. Таким образом, вектор проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами, состоит из 10 компонент:

$$P = [P_{1x} P_{1y} P_{2x} P_{2y} P_{3x} P_{3y} P_{3z} P_{4x} P_{4y} P_{4z}]^T. \quad (7)$$

Так как рулевые винты обладают малой мощностью, создаваемая ими боковая сила не принимается во внимание при синтезе базового закона управления, а вектор управляющих сил и моментов состоит из пяти компонент:

$$F_u = [F_{ux} F_{uy} N_{ux} N_{uy} N_{uz}]^T. \quad (8)$$

Алгоритм формирования вектора (8) подробно представлен в [5].

Матрица (2) в данном случае принимает вид:

$$U = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & z_1 & 0 & z_2 & 0 & z_3 & -y_3 & 0 & z_4 & -y_4 \\ z_1 & 0 & z_2 & 0 & z_3 & 0 & -x_3 & z_4 & 0 & -x_4 \\ -y_1 & x_1 & -y_2 & x_2 & -y_3 & x_3 & 0 & -y_4 & x_4 & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Координаты винтов исполнительных механизмов равны: $x_1=0$; $x_2=0$; $x_3=-21.63$; $x_4=-21.63$; $y_1=0$; $y_2=0$; $y_3=0$; $y_4=0$; $z_1=-10.7$; $z_2=10.7$; $z_3=-4.1$; $z_4=4.1$.

На рис. 1 – 3 представлены результаты моделирования замкнутой системы управления, описываемой алгоритмами (11) – (17) из [5] и выражениями (3) – (9) данной работы. На рис. 1 представлены координаты, а на рис. 2 и 3 – тяги и углы поворотов винтов.

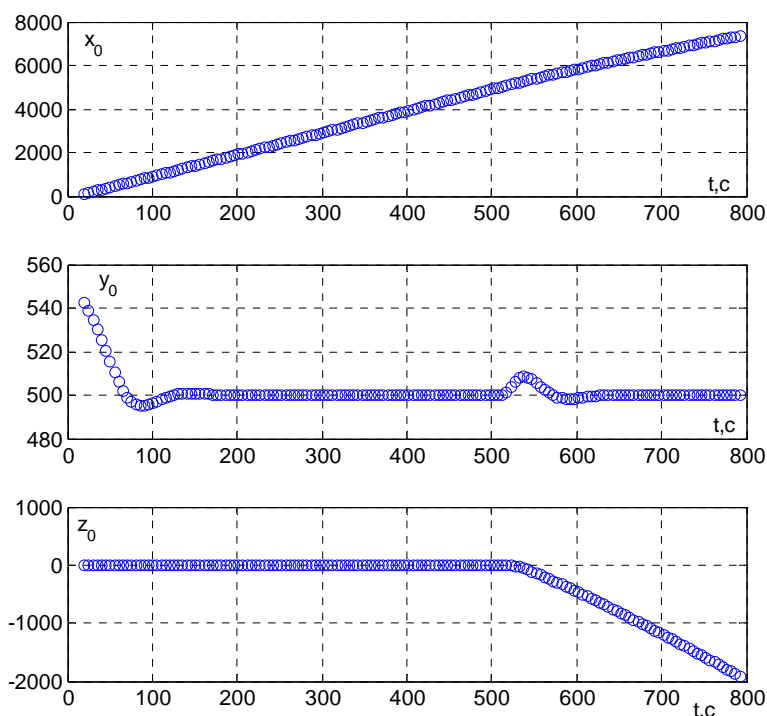


Рисунок 1 – Координаты дирижабля

Дирижабль движется из точки (0; 550; 0) в точку (5000; 500; 0), а затем в точку (7000; 500; 6000) со скоростью 10 м/с. Скорость ветра равна 5 м/с.

Достоинством данного метода является автоматическое распределение управляющих сил и моментов по исполнительным механизмам без использования поисковых или других итерационных процедур. Недостатком является отсутствие в постановке задачи ограничений на тяги и углы поворотов. Такие ограничения могут быть наложены после получения решения. Например, в данном случае углы поворота рулевых винтов ограничивались при вычислении выражения (5), (6) значениями от $+\pi/2$ до $-\pi/2$.

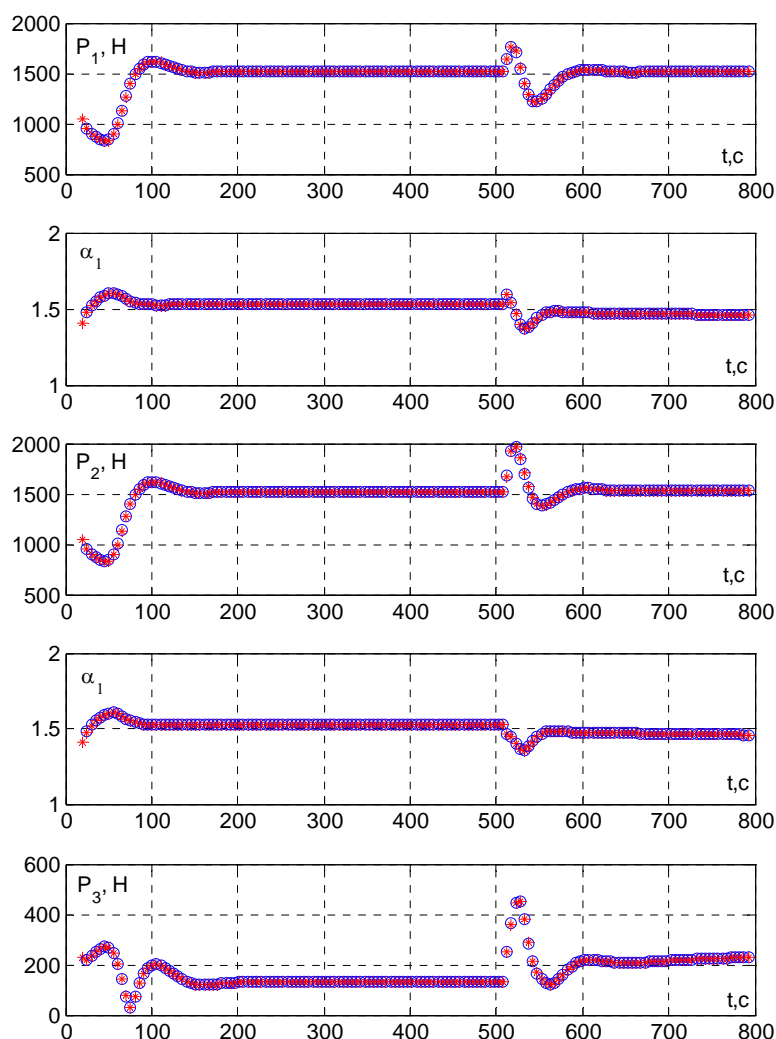


Рисунок 2 – Тяги и углы поворотов маршевых двигателей

Отметим, что применение псевдообратной матрицы, при необходимости, автоматически синхронизирует работу двигателей, в то время как в [5] такая синхронизация осуществлялась разработчиками системы управления для каждого режима полета в отдельности. Особенно важен этот момент при выполнении маневров. Из рис. 2 и 3 хорошо видно, что в установившемся режиме тяги и углы поворотов левого и правого маршевых двигателей приблизительно равны, а в переходных режимах – отличаются друг от друга. Аналогичное ситуация имеет место и для рулевых двигателей.

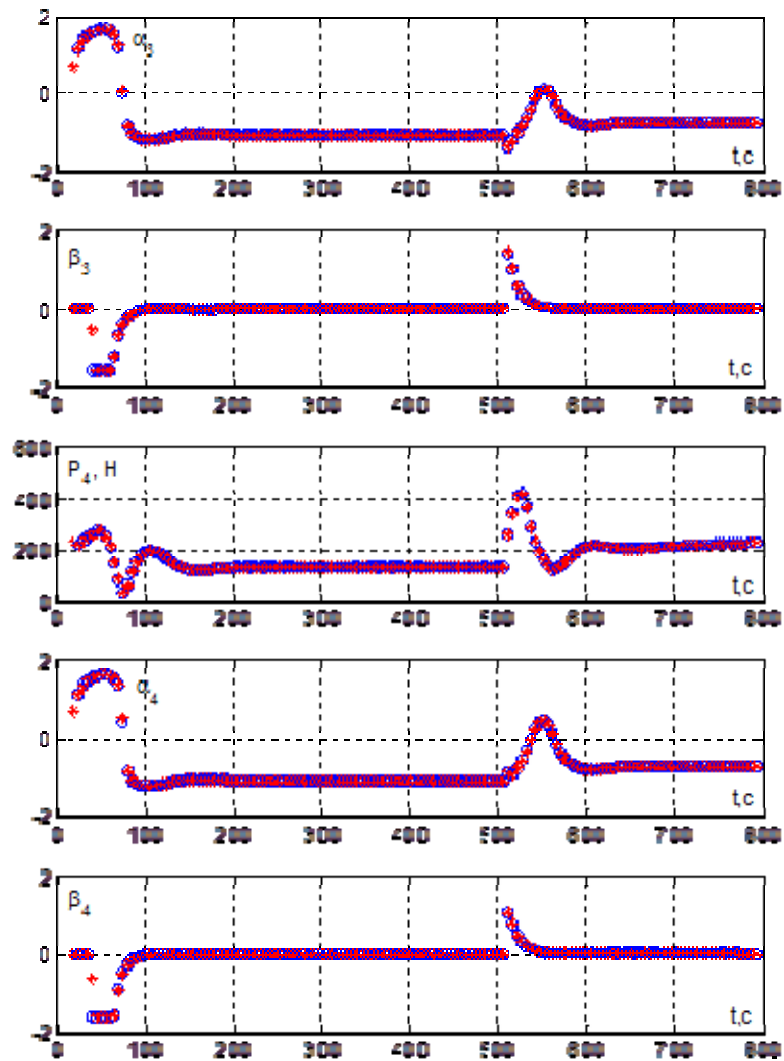


Рисунок 3 – Тяги и углы поворотов рулевых двигателей

Применение псевдообратной матрицы при дефиците управлений

В технических системах часто наблюдается нехватка управляющих воздействий. Для подвижных объектов такая ситуация характерна для вертолетов [11] или для дирижаблей на малых скоростях, при которых не работают аэродинамические управляющие поверхности [12 – 14]. В этом случае вопрос стабилизации подвижного объекта становится особенно актуальным. В этой связи рассмотрим возможность применения псевдообратной матрицы для решения уравнения (1) при условии $n > m$.

Пусть в рассмотренный в [4, 5] воздухоплавательный комплекс обладает двумя маршевыми двигателями, расположенными симметрично

относительно продольной оси. Винты двигателей располагаются в точках с координатами (x_1, y_1, z_1) и (x_2, y_2, z_2) . Управляющими воздействиями являются тяги P_1, P_2 и углы поворотов винтов α_1, α_2 в вертикальной плоскости. Кроме того в хвостовой части дирижабля имеется Х-образное оперение [12, 13]. Рулевые винты в хвостовой части дирижабля отсутствуют. Рассмотрим режим полета на малых скоростях (до 10 – 12 м/с), на которых аэродинамические рули не эффективны. В этом случае матрица (2) принимает вид:

$$U = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & z_1 & 0 & z_2 \\ z_1 & 0 & z_2 & 0 \\ -y_1 & x_1 & -y_2 & x_2 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Вектор проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами, состоит из 4 компонент:

$$P = [P_{1x} \ P_{1y} \ P_{2x} \ P_{2y}]^T. \quad (11)$$

Алгоритм формирования вектора (8) размерности 5×1 , как и выше, представлен в [5].

Нахождение вектора (11) проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами по вектору (8) определяется решением (3). Тяги углы поворотов вычисляются в соответствии с (4) и (5).

На рис. 4 и 5 представлены соответственно координаты дирижабля и тяги и углы поворотов исполнительных механизмов при полете из точки точки $(0; 550; 0)$ в точку $(7000; 500; 0)$ со скоростью 10 м/с. Скорость ветра постоянная и равна 5 м/с. Координаты винтов исполнительных механизмов равны: $x_1=5; x_2=5; y_1=-2; y_2=-2; z_1=-10.7; z_2=10.7$.

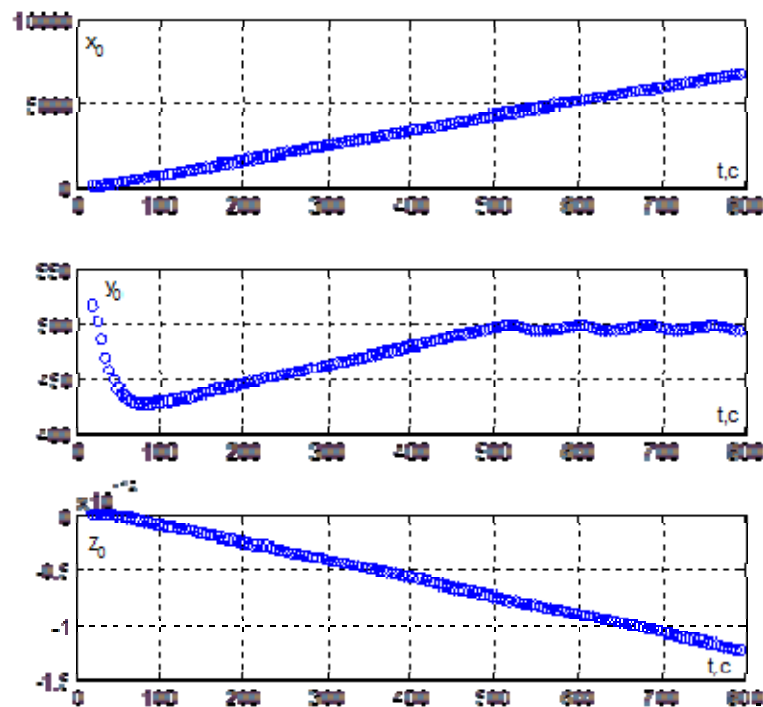


Рисунок 4 – Координаты дирижабля

Результаты моделирования подтверждают возможность использования псевдообратной матрицы для распределения управляющих сил и моментов между исполнительными механизмами в условиях когда число целей управления превышает число независимых каналов управления $n > m$. Естественно, что система управления сохраняет работоспособность только в рамках выполнения условий управляемости [15]. Из рис. 4 и 5 видно, что в переходном режиме ошибка системы по высоте составила около 70 м, что в несколько раз больше, чем аналогичная ошибка при наличии достаточного числа каналов управления. Кроме того, в установившемся режиме также наблюдаются колебания по высоте амплитудой около 5 м.

Ошибки системы управления обусловлены погрешностью решения системы (1). При наличии достаточного числа каналов управления, когда матрица входа системы определяется выражением (2), среднеквадратичная ошибка решения системы (1) практически равна 0. Во втором случае, когда матрица входа определена выражением (10), ошибки определения проекций

сил (11), создаваемых исполнительными механизмами, составляют около 50 Н.

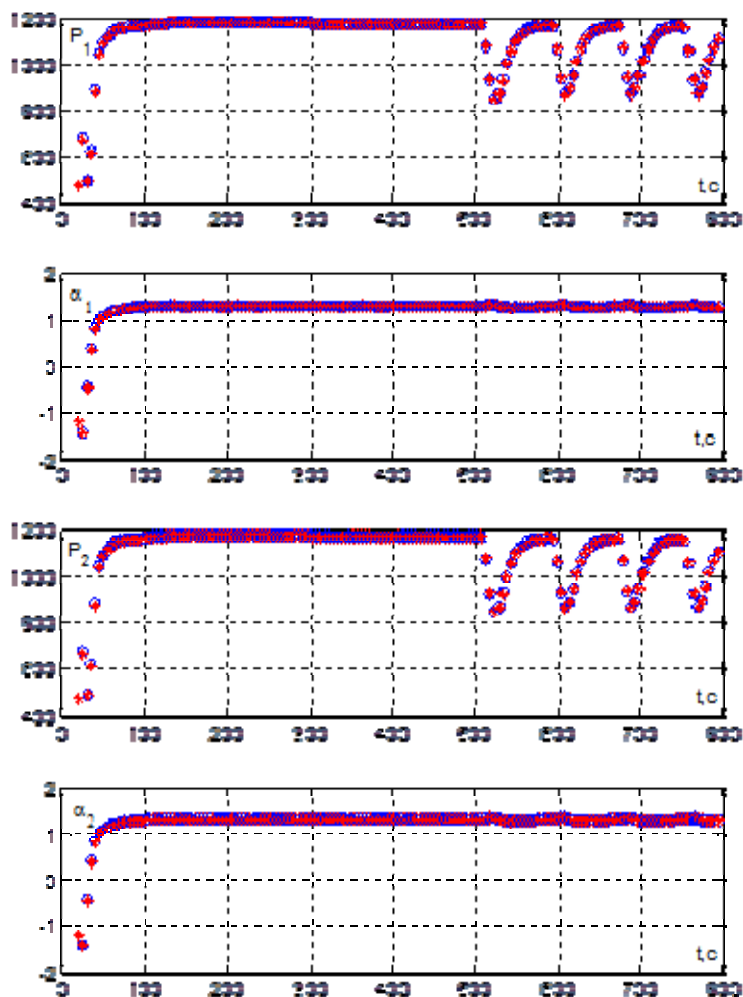


Рисунок 4 – Тяги и углы поворотов маршевых двигателей

В этой связи отдельный интерес представляет вопрос возможности минимизации ошибки решения уравнения (3) путем оптимизации расположения двигателей. Из конструктивных соображений ясно, что координаты $z_1=-10.7$ и $z_2=10.7$ могут меняться в незначительных пределах, так как их уменьшение невозможно в силу габаритов самого дирижабля, а увеличение ограничено возможностями силовой конструкции, на которой крепятся двигатели. В силу того, что двигатели располагаются симметрично, задача параметрической оптимизации проводится в двумерном пространстве, т.е. изменяются координаты $x_1=x_2$ и $y_1=y_2$. Диапазон изменения координат

двигателей определяется длиной и высотой дирижабля: $x_1, x_2 \in [-15 + 15]$,
 $y_1, y_2 \in [-5 + 5]$.

Результаты оптимизации сведены в табл. 1, в которой численно представлены погрешность поддержания высоты в установившемся режиме и СКО решения системы (1). Прочерками отмечена область, в которой система теряет управляемость.

Таблица 1

Ошибка по высоте и ошибка решения системы (1)

y_1	x_1	1	2	3	4	5	6	7
-1		–	–	–	–	–	–	–
-2		–	–	–	–	5 м 43,1	–	–
-3		–	5 м 44,7	9 м 45,8	12 м 46,9	25 м 45,3	–	–
-4		–	4 м 35,4	7 м 41,8	11 м 43	17 м 44,2	6 м 37,4	–
-5		–	2,5 м 30,8	6 м 38	9 м 41,8	12 м 42,4	10 м 40 м	–

Из табл. 1 следует, что оптимальное расположение двигателей определяется координатами : $x_1=2$; $x_2=2$; $y_1=-5$; $y_2=-5$; $z_1=-10,7$; $z_2=10,7$.

Заключение

Предложенный в работе метод распределения управляющих сил и моментов между имеющимися в наличии исполнительными механизмами отличается отсутствием процедуры декомпозиции «канал управления – управляемая величина». Задача решена в предположении, что инерционностью исполнительных механизмов, по сравнению с инерционностью подвижного объекта, можно пренебречь.

Решение задачи осуществляется в три этапа. На первом этапе управляющие силы и моменты вычисляются методом позиционно-траекторного управления, позволяющем синтезировать многосвязный регулятор на базе нелинейной модели объекта. На этом этапе синтеза достаточно при задании целей управления учитывать возможность создания управляющих сил и моментов исполнительными механизмами. На втором этапе решается задача вычисления проекций сил, создаваемых исполнительными механизмами, по управляющим силам и моментам. Данная задача сводится к применению псевдообратной матрицы для решения линейной системы уравнений с прямоугольной матрицей коэффициентов. На третьем этапе на основе выражений (4) – (6) определяются тяги и углы поворотов исполнительных механизмов.

Ограничения предлагаемого метода определяются следующими факторами. Предложенный метод не позволяет учитывать ограничения на углы и тяги при постановке задачи, поэтому их необходимо ограничивать с помощью логических условий. Если найденное с помощью псевдообратной матрицы решение лежит за пределами указанных ограничений, то необходимо осуществлять анализ решений системы (1) на ограничениях. Для этого можно использовать, например, процедуру динамического программирования [16].

Если инерционность исполнительных механизмов сравнима с инерционностью подвижного объекта, система (1) становится дифференциальной. В этом случае представляется возможным использовать оптимальные методы управления, позволяющие согласовывать произвольное число каналов и целей управления [16, 17].

Благодарности

Работа выполнена при поддержке грантов Президента Российской Федерации № НШ-3437.201.10, МД-1098.2013.10, гранта РФФИ 13-08-00315,



гранта ЮФУ "Теория и методы энергосберегающего управления распределенными системами генерации, транспортировки и потребления электроэнергии". Работа поддержана Министерством образования и науки РФ, НИР №114041540005 «Теория и методы позиционно-траекторного управления морскими роботизированными системами в экстремальных режимах и условиях неопределенности среды» по государственному заданию ВУЗам и научным организациям в сфере научной деятельности.

Литература

1. 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.
2. 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.
3. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. – М.: Машиностроение, 1983. 320 с.
4. 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: математическая модель // Мехатроника, автоматизация и управление. 2013, № 6. С. 14 – 21.
5. 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: алгоритмы управления // Мехатроника, автоматизация и управление. 2013, № 7. С. 13 – 20.
6. Пшихопов В.Х. Позиционно-траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009. 183 с.

7. Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю. Управление подвижными объектами в определенных и неопределенных средах. М.: Наука, 2011. 350 с. ISBN 978-5-02-037509-3.

8. Пшихопов В.Х. Дирижабли: перспективы использования в робототехнике. // М., Мехатроника, автоматизация, управление. 2004. № 5. С. 15.

9. Пшихопов В.Х., Суконкин С.Я., Нагучев Д.Ш., Стракович В.В., Медведев М.Ю., Гуренко Б.В., Костюков В.А., Волощенко Ю.П. Автономный подводный аппарат «Скат» для решения задач поиска и обнаружения затонувших объектов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2010. № 3(104). С. 153 – 162.

10. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. 5-е изд. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 560 с. ISBN 5-9221-0524-8.

11. Pshikhopov, V., Sergeev, N., Medvedev, M., Kulchenko, A. The design of helicopter autopilot. (2012). SAE Technical Papers 5. doi: 10.4271/2012-01-2098.

12. Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю. и др. Управление воздухоплавательными комплексами: теория и технологии проектирования. М.: Физматлит, 2010. 394 с. ISBN 978-5-9221-1292-5.

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

14. Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю. Применение динамических моделей для оценивания требований к потребной мощности, управляемости и сенсорному обеспечению автономного воздухоплавательного комплекса // М., Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. № 3, т. 6. С. 4 – 9.

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

16. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Физматгиз, 1961. – 388 с.

17. Медведев М.Ю. Синтез субоптимальных управлений нелинейными многосвязными динамическими системами // Мехатроника, автоматизация и управление. 2009, № 12. С. 2 – 8.

18. Pshikhov V. Kh., Medvedev M. Y., and Gurenko B. V. “Homing and Docking Autopilot Design for Autonomous Underwater Vehicle”, Applied Mechanics and Materials Vols. 490-491 (2014). Pp. 700-707. Trans Tech Publications, Switzerland. doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.490-491.700.

19. Пшихопов В.Х. , Федотов А.А. , Медведев М.Ю., Медведева Т.Н., Гуренко Б.В. Позиционно-траекторная система прямого адаптивного управления морскими подвижными объектами // Инженерный вестник Дона, №3, 2014, URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2014/2496.

20. М.Ю. Медведев, В.А. Шевченко Оценка возмущений в процессе автоматического регулирования синхронного генератора // Инженерный вестник Дона, №4, 2013, URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n4y2013/1930.

References

1. Krut'ko P.D. Izv. RAN. Teoriya i sistemy upravleniya. 1997. № 6. – pp. 62–79.

2. Krut'ko P.D. Izv. RAN. Teoriya i sistemy upravleniya. 2000. № 4. – pp. 143–164.

3. Byushgens G.S., Studnev R.V. Dinamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie [The dynamics of the aircraft. spatial motion]. – М.: Mashinostroenie, 1983. – 320 P.

4. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu., Gayduk A.R., Neydorf R.A., Belyaev V.E., Fedorenko R.V., Kostyukov V.A., Krukhmalev V.A. Mekhatronika, avtomatizatsiya i upravlenie. 2013, № 6. pp. 14 – 21.

5. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu., Gayduk A.R., Neydorf R.A., Belyaev V.E., Fedorenko R.V., Kostyukov V.A., Krukhmalev V.A. Mekhatronika, avtomatizatsiya i upravlenie. 2013, № 7. pp. 13 – 20.

6. Pshikhopov V.Kh. Pozitsionno-traektornoe upravlenie podvizhnymi ob"ektami [Position-control trajectory of moving objects]. Taganrog: Izd-vo TTI YuFU, 2009. – 183 P.

7. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. Upravlenie podvizhnymi ob"ektami v opredelennykh i neopredelennykh sredakh [Management of moving objects in certain and uncertain environments]. M.: Nauka, 2011. 350 P. ISBN 978-5-02-037509-3.

8. Pshikhopov V.Kh., Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie. 2004. № 5. pp. 15.

9. Pshikhopov V.Kh., Sukonkin S.Ya., Naguchev D.Sh., Strakovich V.V., Medvedev M.Yu., Gurenko B.V., Kostyukov V.A., Voloshchenko Yu.P. Avtonomnyy podvodnyy apparat «Skat» dlya resheniya zadach poiska i obnaruzheniya zailennykh ob"ektov [Autonomous underwater vehicle "Scat" to solve the problems of searching for and detecting objects silted]. Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki. – 2010. – № 3(104). – pp. 153 – 162.

10. Gantmakher F.R. Teoriya matrits [theory of Matrices]. 5-e izd. M.: FIZMATLIT, 2004. 560 P. ISBN 5-9221-0524-8.

11. Pshikhopov, V., Sergeev, N., Medvedev, M., Kulchenko, A. (2012). SAE Technical Papers 5. doi: 10.4271/2012-01-2098.

12. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. i dr. Upravlenie vozdukhoplavatel'nymi kompleksami: teoriya i tekhnologii proektirovaniya

[Management of aerostatic complex theory and technology of design.]. M.: Fizmatlit, 2010. 394 P. ISBN 978-5-9221-1292-5.

13. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. Informatsionno-izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy. 2006. №1. pp.103-109.

14. Pshikhopov V.Kh., Medvedev M.Yu. M., Informatsionno-izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy. 2008. № 3, V. 6. pp. 4 – 9.

15. Pyatnitskiy E.S. Avtomatika i telemekhanika. 1996. № 12. pp. 29 – 37.

16. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov [The mathematical theory of optimal processes]. M.: Fizmatgiz, 1961. – 380 P.

17. Medvedev M.Yu. Mekhatronika, avtomatizatsiya i upravlenie. 2009, № 12. pp. 2 – 8.

18. Pshikhopov V. Kh., Medvedev M. Y., and Gurenko B. V. “Homing and Docking Autopilot Design for Autonomous Underwater Vehicle”, Applied Mechanics and Materials Vols. 490-491 (2014). Pp. 700-707. Trans Tech Publications, Switzerland. doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.490-491.700.

19. Pshikhopov V.Kh. , Fedotov A.A. , Medvedev M.Yu., Medvedeva T.N., Gurenko B.V Inzhenernyj vestnik Dona (Rus), №3, 2014, URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2014/2496.

20. M.Yu. Medvedev, V.A. Shevchenko Otsenka vozmushcheniy v protsesse avtomaticheskogo regulirovaniya sinkhronnogo generatora [Evaluation of perturbations in the automatic control of a synchronous generator] . Inzhenernyj vestnik Dona (Rus), №4, 2013, URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n4y2013/1930.