УДК 629.733.5

А.В. Гусынин[1], А.В. Яровой[2], Ю.В. Антонова-Рафи[2]

[1] *Национальный авиационный университет, Киев*
[2] *Национальный технический университет Украины «КПИ имени Игоря Сикорского», Киев*

ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ ДИРИЖАБЛЯ НА ОСНОВЕ МНОГОЭТАПНОГО МЕТОДА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ

Представлены результаты оптимизации управления отклонением вектора тяги дирижабля на этапе посадки. Синтез терминального управления проведен на основе многоэтапного метода дифференциальных преобразований с использованием полиномов Адомиана. Приведены описание примененного подхода, алгоритм синтеза многоэтапного терминального управления, результаты моделирования посадки дирижабля с синтезированным управлением.

Ключевые слова: *оптимизация, терминальное управление посадкой, полиномы Адомиана**,** метод многоэтапных дифференциальных преобразований, дирижабль, моделирование движения.*

Введение

Режимы взлета и посадки являются наиболее сложными при управлении дирижаблем из-за недостаточной эффективности его аэродинамического управления на малых скоростях полета. Для решения этой проблемы на дирижаблях последнего поколения используются силовые установки с отклоняемым вектором тяги, что позволило расширить летно-технические возможности и существенно повысить маневренность аппарата на взлетно-посадочных режимах [1–4].

В настоящее время на дирижаблях применяется, в большинстве случаев, тросовая система управления, без каких-либо средств автоматизации. Это приводит к значительным трудностям соразмерения угла отклонения вектора тяги из-за относительной малости угловых скоростей и ускорений, развиваемых дирижаблем во время маневрирования на малых скоростях полета, высокой утомляемости экипажа и не позволяет реализовать потенциальные преимущества данного аппарата.

Дальнейшее повышение эффективности управления, маневренности и гибкости эксплуатации современных дирижаблей можно достичь при автоматизации управления процессов взлета и посадки.

В настоящее время для синтеза систем автоматического управления дирижаблем используются различные методы, в том числе методы пошагового управления (backstepping control) [5–7], робастного управления (robust control) [8, 9], модель-прогноз управления (model-prediction control) [10, 11]. Анализ данных методов приведен в работах [12, 13]. Ряд исследований посвящен автоматическому управлению дирижабля на взлетно-посадочных режимах [14–17]. Применение этих подходов к синтезу системы автоматического управления дирижабля связано, в основном, с решением нелинейных дифференциальных уравнений движения аппарата и получением законов управления в виде функции времени. В общем случае, нелинейные дифференциальные уравнения не имеют аналитического решения и для их решения используются различные численные и численно-аналитические методы. Применение большинства этих методов сопряжено с преодолением ряда математических и вычислительных трудностей. Одним из направлений, позволяющих преодолеть данные трудности, является математический аппарат дифференциальных преобразований [18]. Он может быть применен непосредственно к решению нелинейных дифференциальных уравнений без их предварительной линеаризации, исключает зависимость переменных от временного аргумента, допускает получение решения в аналитическом виде и значительно уменьшает объем вычислительных работ. Дальнейшее развитие этого направления в части расширения диапазона поиска решения нелинейных краевых задач и упрощения реализации сложных нелинейностей нашло отражение в многоэтапном методе дифференциальных преобразований (ММДП) с использованием аппроксимации нелинейных членов уравнения полиномами Адомиана [19–22]. На основе данного метода разработана модель оптимизации многоэтапного процесса управления движением летательного аппарата [23].

Целью статьи является оптимизация процесса управления отклонением вектора тяги дирижабля традиционной схемы на этапе посадки на основе многоэтапного метода дифференциальных преобразований.

Многоэтапный метод дифференциальных преобразований

Дифференциальные преобразования позволяют заменить в математической модели физического процесса функции x(t) непрерывного аргумента t их спектральными моделями в форме дискретных функций $X(k)$ целочисленного аргумента $k = 0,1,2,\dots$.

Дифференциальные преобразования функции $x(t)$ имеют следующий вид [18]:

$$X(k) = \frac{H^k}{k!}\left[\frac{d^k x(t)}{dt^k}\right]_{t=t_0}, \qquad (1)$$

где $x(t)$ - оригинал функции, представляющий собой непрерывную, бесконечное число раз дифференцируемую и ограниченную вместе со всеми своими производными функцию действительного аргумента t, $X(k)$ - дифференциальное изображение оригинала (дифференциальный спектр), представляющее собой дискретную функцию целочисленного аргумента $k = 0,1,2,\dots$, H - масштабная постоянная, имеющая размерность аргумента t и часто равная отрезку $0 \le t \le H$, на котором рассматривают функцию $x(t)$. Обратным преобразованием, позволяющем по изображению $X(k)$ получить оригинал $x(t)$ в форме степенного ряда Тейлора, является:

$$x(t) = \sum_{k=0}^{\infty}\left(\frac{t}{H}\right)^k X(k).$$

или при $H = 1$:

$$x(t) = \sum_{k=0}^{\infty} X(k)t^k. \qquad (2)$$

Суть ММДП заключается в следующем [19]. Рассмотрим нелинейное обыкновенное дифференциальное уравнение m -й степени:

$$f(t, x, x', \dots, x^{(m)}) = 0, \quad t \in [0, T] \qquad (3)$$

с заданными начальными условиями:

$$x^{(r)}(0) = c_r, \quad r = 0,1,\dots,m-1. \qquad (4)$$

Приближенное решение задачи (3) - (4) можно выразить в виде конечного ряда:

$$x(t) = \sum_{k=0}^{N} X(k)t^k. \qquad (5)$$

Разобьём временной интервал процесса управления $[0,T]$ на p заданных подинтервалов, внутри которых переменные состояния и управления являются непрерывными, параметры аппарата не имеют скачкообразных изменений и не происходит переключение управления,

$$T_q = t_{q-1} - t_q, \quad q = \overline{1,p},$$

$$\sum_{q=1}^{p} T_q = T.$$

Применяя (1) к задаче (3) - (4) на первом подинтервале $[0, t_1]$ получим приближенное решение в виде

$$x_1(t) = \sum_{k=0}^{R} X_1(k)t^k, \quad t \in [0, t_1]. \qquad (6)$$

Учитывая начальные условия $x_1^{(r)}(0) = c_r$, для первого подынтервала можно найти все значения $X_1(k)$, $k = 0,1,2,..R$, где R - количество учитываемых дискрет. Для $q \ge 2$ и для каждого последующего подынтервала $[t_{q-1}, t_q]$ будут использоваться начальные условия $x_q^{(r)}(t_{q-1}) = x_{q-1}^{(r)}(t_{q-1})$.

Тогда выражение (1) для q-го подинтервала примет вид:

$$X_q(r) = \frac{H_q^r}{r!}\left[\frac{d^r x_{q-1}(t)}{dt^r}\right]_{t=t_{q-1}}, \quad r \ge 0. \qquad (7)$$

Применим теперь (7) к задаче (3) - (4) на интервале $[t_{q-1}, t_q]$.

Процесс повторяется и, в результате, получаем последовательность приближенных решений $x_q(t)$, $q = 0,1,\dots,p$ для решения $x(t)$, где

$$x_q(t) = \sum_{k=0}^{R} X_q(k)(t - t_{q-1})^k, \quad t \in [t_{q-1}, t_q]. \qquad (8)$$

Здесь $N = R \cdot p$.

В конечном виде, при использовании многоэтапного метода дифференциальных преобразований, получают решение в виде:

$$x(t) = \begin{cases} x_1(t), & t \in [0, t_1] \\ x_2(t), & t \in [t_1, t_2] \\ \dots\dots & \\ x_p(t), & t \in [t_{p-1}, t_p] \end{cases}. \qquad (9)$$

Полиномы Адомиана

Рассмотрим нелинейное обыкновенное дифференциальное уравнение первой степени:

$$\dot{x}(t) = u[t, x(t)] + f[x(t)], \qquad (10)$$

с заданным начальным условием $x(0)$, где $u[t, x(t)]$, $f[x(t)]$ - соответственно линейная и нелинейная части уравнения относительно $x(t)$.

В соответствии с методом полиномов Адомиана и с учетом свойств дифференциальных преобразований компоненты дифференциального изображения нелинейной функции $f[x(t)]$ искомого дифференциального уравнения при $t_0 = 0$ имеют следующий вид [24]:

$$F(0) = f(x(0)) = f(X(0)) = f(x_0),$$

$$F(1) = \frac{d}{dt} f(x(t))\Big|_{t=0} = x'(0) f^{(1)}(x(0)) = X(1) f^{(1)}(X(0)),$$

$$F(2) = X(2) f^{(1)}(X(0)) + \frac{1}{2!}(X(1))^2 f^{(2)}(X(0)),$$

$$F(3) = X(3) f^{(1)}(X(0)) + X(1)X(2) f^{(2)}(X(0)) + \\ + \frac{1}{3!}(X(1))^3 f^{(3)}(X(0)), \qquad (11)$$

$$F(4) = X(4) f^{(1)}(X(0)) + (X(1)X(3) + \\ + \frac{1}{2!}(X(2))^2) f^{(2)}(X(0)) + \frac{1}{2!} \cdot X(1))^2 X(2) f^{(3)} \times \\ \times ((X(0)) + 12 \cdot (X(1))^4 f^{(4)}(X(0)),$$

$$F(5) = X(5) f^{(1)}(X(0)) + (X(2)X(3) + \\ + X(1)X(4)) f^{(2)}(X(0)) + \frac{1}{2!}(X(1))^2 X(3) + \\ + X(1)(X(2))^2) f^{(3)}(X(0)) + \frac{1}{3!}(X(1))^3 \times \\ \times X(2) f^{(4)}(X(0)) + \frac{1}{5!}(X(1))^5 f^{(5)}(X(0)), \ldots.$$

В работе [25] показано, что такое представление компонентов дифференциального изображения нелинейной функции может быть применено к любым видам нелинейностей дифференциальных уравнений.

Алгоритм синтеза закона многоэтапного терминального управления

Процесс посадки дирижабля является многорежимным и характеризуется разными режимами управления вектором тяги, отклонением аэродинамических органов управления, практически скачкообразным изменением массы аппарата в момент сброса балласта (при необходимости). Посадка может осуществляться на неподготовленную площадку в заданную точку (вертикальная посадка) или с коротким пробегом. Поэтому задача управления посадкой дирижабля может быть отнесена к классу задач терминального управления.

Задача терминального управления посадкой дирижабля состоит в приведении аппарата из заданных начальных условий:

$$V_X(0) = V_{X_0},\ V_Y(0) = V_{Y_0},\ H(0) = H_0$$

в заданные конечные условия:

$$H(T_i) = H_{T_i},\ V_Y(T_i) = V_{Y_{T_i}}$$

с достижением в конце i-го участка посадки минимальной горизонтальной посадочной скорости. Здесь $V_{Y_{T_i}}$, H_{T_i} - заданные вертикальная скорость снижения и высота полета дирижабля в конце i-го участка посадки соответственно.

Алгоритм синтеза закона многоэтапного терминального управления разработан на основе результатов работ [19, 23, 26] и состоит в выполнении следующей последовательности операций:

1. Разбиение интервала процесса управления на заданное количество подинтервалов, внутри которых переменные состояния и управления являются непрерывными, параметры аппарата не имеют скачкообразных изменений и не происходит переключение управления.
2. Построение спектральной модели движения аппарата на каждом подинтервале, получаемой путем применения к исходной математической модели, описываемой системой нелинейных дифференциальных уравнений, дифференциальных преобразований.
3. Задание программного управления на каждом подинтервале в виде функции времени и свободных параметров управления.
4. Вычисление дискрет дифференциальных спектров вектора управления и вектора состояния с аппроксимацией нелинейных членов полиномами Адомиана.
5. Формирование дифференциального спектра вектора состояния.
6. Формирование вектора состояния в конце каждого подинтервала процесса управления.
7. Составление уравнений сопряжения начальных и конечных условий подинтервалов.
8. Определение компонент вектора свободных параметров программного управления из уравнений сопряжения начальных и конечных условий подинтервалов как функции произвольного начального вектора состояния.
9. Дифференциальные преобразования критерия оптимальности (функционала).
10. Определение оставшихся неизвестных компонент вектора свободных параметров из необходимого условия оптимальности функционала.
11. Формирование замкнутого закона оптимального управления с обратной связью методом замыкания программного управления для произвольного текущего состояния объекта.

Данный алгоритм не требует для своей реализации численного интегрирования дифференциальных уравнений движения, исключает из рассмотрения функции времени, сводит проблему синтеза замкнутых законов оптимального управления к решению системы нелинейных уравнений относительно параметров управления и позволяет получить решение в аналитическом виде.

Синтез алгоритма многоэтапного терминального управления

Рассматривается посадка дирижабля с коротким пробегом. Весь процесс посадки условно разбивается на два участка. В качестве первого участка ($i = 1$) выбирается участок от момента начала посадки (высота 50 м) до высоты 15,2 м над посадочной поверхностью, при достижении которой в соответствии с критериями летной годности для дирижаблей [27] аппарат должен достичь рекомендованной вертикальной скорости снижения. Второй участок ($i = 2$) начинается с высоты 15,2 м и продолжается до момента касания посадочным шасси дирижабля земли, при достижении которой дирижабль должен иметь заданную горизонтальную посадочную скорость и минимальную вертикальную скорость снижения.

При синтезе закона управления программное изменение угла отклонения вектора тяги задавалось в виде линейной функции времени $\varphi = a_0 + a_1 t$, где a_0, a_1 – свободные параметры управления, подлежащие определению. Как показали проведенные летные испытания дирижаблей «Скайшип-500» [28] данная программа близка до оптимальной программы отклонения вектора тяги при посадке.

За критерий качества для каждого участка посадки принимался функционал, минимизирующий горизонтальную посадочную скорость аппарата. Ограничения на параметры движения и управления не учитывались, так как для аэростатических летательных аппаратов экстремальные случаи, которые возникают в полете (отказ двигателя, отказ системы автоматического управления и др.) не приводят к возникновению аварийных ситуаций.

В качестве модели траекторного движения дирижабля принята упрощенная система дифференциальных уравнений, описывающая траекторное движение дирижабля в проекциях на оси связанной системы координат, начало которой совпадает с центром газового объема оболочки. Составленная по данной модели спектральная модель продольного движения дирижабля приведена в работе [2].

В развернутом виде метод синтеза многоэтапного терминального управления посадкой дирижабля и полученный замкнутый закон управления приведены в работе [26].

Объект исследования

В качестве объекта исследования выбран дирижабль классического типа небольшого объема. Принято, что по бокам гондолы дирижабля установлены два реверсивных маршевых двигателя с воздушными винтами, которые отклоняются до + 90° вверх (на кабрирование) и до -120° (на пикирование). Воздушные винты расположены в кольцевых насадках и моделировались в виде источников силы.

Аэродинамические характеристики дирижабля определены расчетным путем с учетом результатов работы [29]. Аэродинамическая интерференция между оболочкой дирижабля и его воздушными винтами в кольцевых насадках не учитывалась. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики аппарата учитывалось эмпирическими зависимостям, полученными обработкой экспериментальных данных исследования модели дирижабля в аэродинамической трубе.

Моделирование пилота, как элемента контора управления, не проводилось. Влияние ветра и скорости отклонения вектора тяги, реверс тяги, а также величины загрузки аппарата в данной работе не рассматриваются. Данные вопросы являются предметом отдельного исследования.

Результаты моделирования

Процедура моделирования посадки дирижабля с отклоняемым вектором тяги заключалась в следующем. В исходном состоянии аппарат был сбалансирован на высоте 50 м в установившемся полете на скорости 36 км/ч. После этого, вектор тяги двигателей отклонялся с таким расчетом, чтобы снижение производилось в заданную точку приземления с минимальной посадочной скоростью.

На рис. 1 показаны результаты моделирования траектории посадки дирижабля при фиксированных углах отклонения вектора тяги, показывающие эффективность применения управления отклонением вектора тяги на дирижабле.

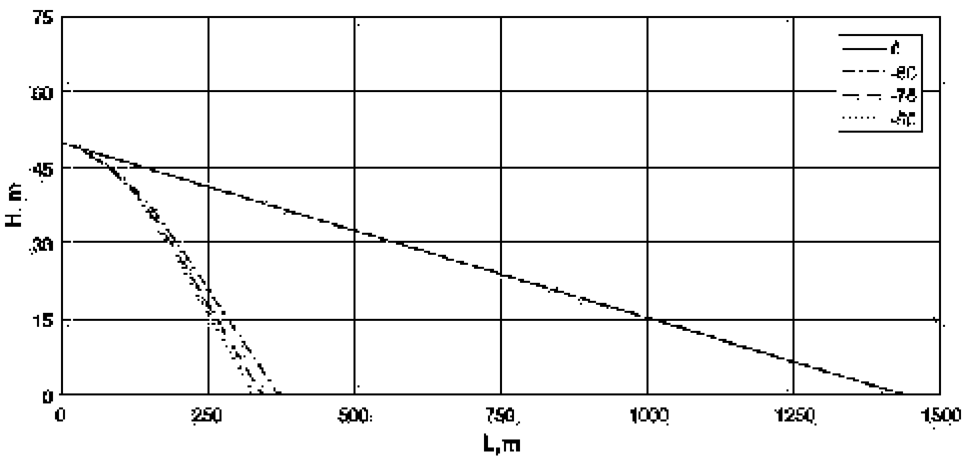

Рис. 1. Траектория посадки дирижабля при управлении отклонением вектора тяги

При отсутствии отклонения вектора тяги посадочная дистанция составляла 1440 м. При отклонении вектора тяги вниз на -60° посадочная дистанция существенно сократилась и составляет уже 376 м. При этом достигается более крутая траектория снижения. На практике большие углы отклонения вектора тяги объединяются с использованием реверсирования тяги двигателей во время посадки. Это связано с тем, что при больших углах отклонения вектора тяги дирижабль может развить достаточно большие вертикальные скорости снижения и их необходимо компенсировать за счет уменьшения тяги двигателей.

На рис. 2 показано изменение траекторных параметров движения дирижабля при посадке с синтезированным законом терминального управления и фиксированном угле отклонения вектора тяги.

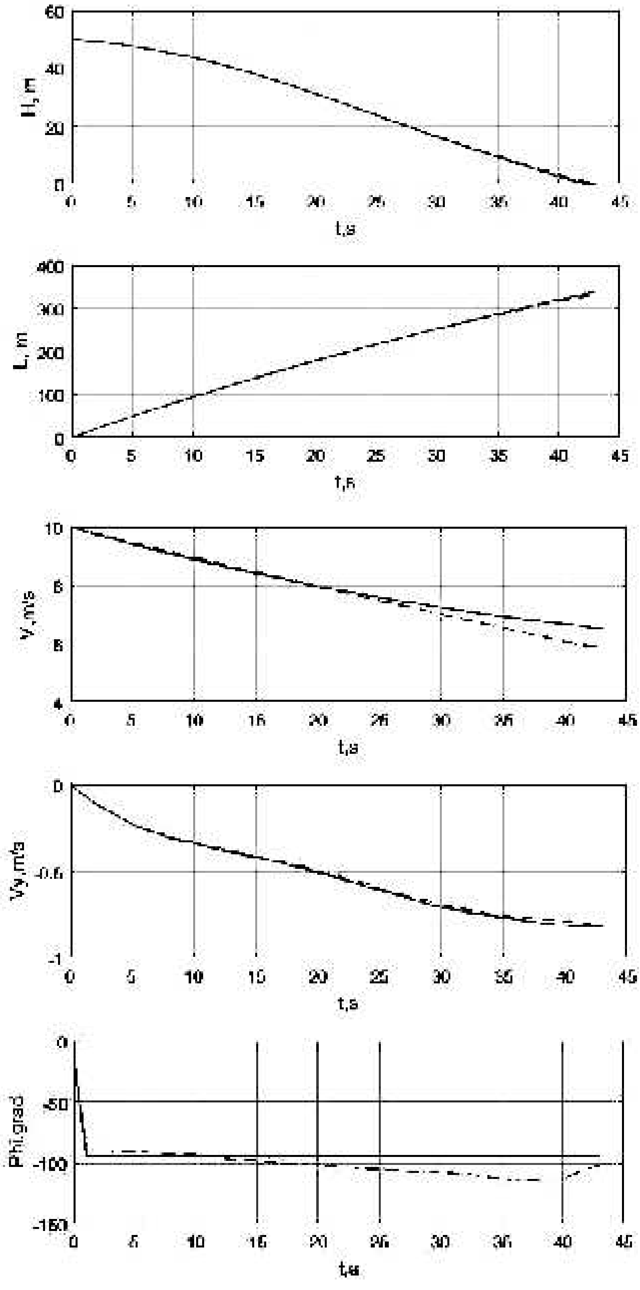

Рис. 2. Характеристики посадки

Поскольку для процедуры посадки дирижабля не установлены четкие критерии, то в качестве терминальных условий при синтезе закона управления были приняты параметры в точке касания земли, полученные при отклонении вектора тяги вниз на фиксированный угол 85°:

горизонтальная посадочная скорость в точке касания земли – 6,5 м/с,

вертикальная посадочная скорость – 0,8 м/с.

Сравнение посадочных характеристик показывает, что в случае управления отклонением вектора тяги по синтезированному закону управления обеспечивается посадка дирижабля в заданные терминальные условия с меньшей горизонтальной посадочной скоростью, что свидетельствует о расширении маневренных характеристик аппарата.

Выводы

Рассмотрен вопрос оптимизации управления посадкой дирижабля. Задача оптимального управления посадкой рассматривается как задача терминального управления и решается на основе многоэтапного метода дифференциальных преобразований с применением полиномов Адомиана. Приведены описание примененного подхода, алгоритм синтеза закона терминального управления, результаты моделирования посадки дирижабля с синтезированным законом управления.

Применение автоматического управления посадкой дирижабля повышает маневренность аппарата, улучшает его посадочные характеристики, обеспечивает возможность осуществления посадки с достижением меньших горизонтальных посадочных скоростей.

Список литературы

1. Грумондз В.Т. Аэромеханика дирижабля / В.Т. Грумондз, Н.В. Семенчиков, О.В. Яковлевский. – М.: Наука, 2017. – 424 с.

2. Гусинін В.П. Кероване повітроплавання / В.П. Гусинін, А.В. Гусинін. – К.: Кафедра, 2012. – 364 с.

3. Гусинін В.П. Застосування керованого вектора тяги на дирижаблях / В.П. Гусинін, А.В. Гусинін // Наукові вісті НАУ. - 2005. - № 3. - С. 95-102.

4. Nagabhushan B.L. Thrust-vectored takeoff, landing and ground handling of an airship / B.L. Nagabhushan, N.P. Tomlinson // Journal of aircraft. – 1985. – Vol.23, no.3. – P. 250-256.

5. Moutinho A.B. Modeling and nonlinear control for airship autonomous flight / A.B. Moutinho. Ph.D. thesis, Instituto Superior Tecnico, Technical University of Lisbon, 2007.

6. Hygounenc E. Automatic airship control involving backstepping techniques / E. Hygounenc, P. Soueres // Proceedings of the IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics, Hammamet, Tunisia, 2002.

7. Beji L. Stabilization of a nonlinear underactuated autonomous airship – a combined averaging and backstepping approach / L. Beji, A. Abichou, Y. Bestaou // Proceedings of the 3rd International Workshop "Robot Motion and Control". - 2002. - P. 223-229.

8. Fukau T. Inverse optimal tracking control of an aerial blimp robot / T. Fukau, T. Kanzawa, K. Osuka // Proceedings of the 5th International Workshop "Robot Motion and Control". – 2005. – P. 193-198.

9. Moutinho A. Stability and Robustness Analysis of the AURORA Airship Control System using Dynamic Inversion / A. Moutinho, J.R. Azinheira // Proceedings of the IEEE International Conference "Robotics and Automation". - 2005. – P. 2265-2270.

10. Ko J. Gaussian Processes and Reinforcement Learning for Identification and Control of an Autonomous Blimp / J. Ko, D.J. Klein, D. Fox, D. Haehne // Proc. of the IEEE Int. Conf. "Robotics and Automation". – 2007. – P. 742-747.

11. Fukushima H. Model predictive control of an autonomous blimp with input and output constrains / H. Fukushima, R. Saito, F. Matsuno, Y. Hada, K. Kawabata, H. Asama // Proceedings of the IEEE International Conference on Control Applications "Computer Aided Control System Design". – 2006. – P. 2184-2189.

12. Управление воздухоплавательными комплексами: теория и технологии проектирования / В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев, Р.В. Федоренко, М.Ю. Сиротенко, В.А. Костюков и др. – М.: Физматлит, 2010. – 394 с.

13. Liu Y. Control of Autonomous Airship / Y. Liu // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. – 2009. – P. 2457-2462.

14. Kwon J. Vector field guided auto-landing control of airship with wind disturbance / J. Kwon, J. Kim, J. Seo // Proceedings of the 19th World Congress, Cape Town, South Africa. - 2014. – P. 1114-1119.

15. Saiki H. Automatic landing control of outdoor blimp robots / H. Saiki, T. Fukao, T. Kohno // Proceedings of 9th IFAC Symposium on Robot Control. - 2009. – P. 32-38.

16. Saiki H. Takeoff and landing control of outdoor blimp robots / H. Saiki, T. Fukao, Y. Ishimori, T. Kohno // Japan Society of Mechanical Engineers. Series C. – 2011. - Vol.77, no.775. – P. 1004-1016.

17. Федоренко Р.В. Алгоритмы автопилота посадки роботизированного дирижабля [Электр. ресурс] / Р.В. Федоренко // Инженерный вестник Дона. – 2011. – №1. – режим доступа: http://ivdon.ru/uploaddir/ articles.371.big_image.doc.

18. Пухов Г.Е. Дифференциальные преобразования функций и уравнений / Г.Е. Пухов. - К.: Наукова думка, 1980. – 419 с.

19. Гусынин А.В. Многоэтапный метод модифицированных дифференциальных преобразований для решения нелинейных краевых задач / А.В. Гусынин // Проблеми інформаційних технологій. – 2016. - №02 (020). - С.26-34.

20. Fatoorehchi H. Improving the differential transform method: A novel technique to obtain the differential transforms of nonlinearities by the Adomian polynomials / H. Fatoorehchi, H. Adolghasemi // Applied Mathematical Modeling. – 2013. - Vol.37, issue 8. – P. 6008-6017.

21. El-Zahar E.R. Applications of Adaptive multi-step differential transform method to singular perturbation problems arising in science and engineering / E.R. El-Zahar // Appl.Math.Inf.Sci. – 2015. - Vol.9, no.1. – P. 223-232.

22. Gusynin V. The use of differential transformations for solving non-linear boundary value problems / V. Gusynin, A. Gusynin, H. Tachinina // Proceedings of NAU. – 2016. - №4(69). – 45-55 pp. – doi: 10.18372/2306-1472.69.11054.

23. Модель оптимизации многоэтапного процесса управления летательным аппаратом на основе дифференциальных преобразований / В.П. Гусынин, А.В. Гусынин, Я.О. Замирец // Системи обробки інформації. – 2015. - Вип. 8(113). – С.77-81.

24. Гусынин В.П. Решение нелинейных двухточечных краевых задач модифицированным методом дифференциальных преобразований / В.П. Гусынин, А.В. Гусынин, О.Н. Замирец // Технология приборостроения. – 2016. - №1. – С. 16-21.

25. Ebald A. On a general formula for computing the one-dimensional differential transform of nonlinear functions and its application / A. Ebald // Proc. of the American Conf. on Applied Math., Harvard, Cambridge, USA. - 2012. – P. 92-97.

26. Гусинін А.В. Синтез алгоритму оптимального керування рухом аеростатичного літального апарату на етапі посадки / А.В. Гусинін // Проблеми інформаційних технологій. – 2013. - №01(013). - С. 53-60.

27. Критерии летной годности для дирижаблей. – М.: РВО, 1999. – 144 с.

28. Jex H.R. Dynamics Flight-Tests of the Skyship-500 Airship / H.R. Jex, J.R. Hogue, R.E. Magdaleno. – System Technology. – TR-1151-4. – 1986. – P. 50-57.

29. Jones S.P. Aerodynamic Estimation Techniques for Aerostats and Airships / S.P. Jones, J.D. DeLaurier // Journal of Aircraft. – 1983. – Vol.20, no.2. – P. 120-126.

Надійшла до редколегії 4.07.2017

Рецензент: академик НАН Украины, д-р техн. наук, проф. Ю.И. Якименко, Национальный технический университет Украины «КПИ имени Игоря Сикорского», Киев.

ОПТИМІЗАЦІЯ КЕРУВАННЯ ПОСАДКОЮ ДИРИЖАБЛЯ НА ОСНОВІ БАГАТОЕТАПНОГО МЕТОДУ ДИФЕРЕНЦІАЛЬНИХ ПЕРЕТВОРЕНЬ

А.В. Гусинін, О.В. Яровий, Ю.В. Антонова-Рафі

Представлені результати оптимізації керування відхиленням вектора тяги дирижабля на етапі посадки. Синтез термінального керування виконано на основі багатоетапного методу диференціальних перетворень з використанням поліномів Адоміана. Наведено опис застосованого підходу, алгоритм синтезу багатоетапного термінального керування, результати моделювання посадки дирижабля з синтезованим керуванням.

Ключові слова: *оптимізація, термінальне керування посадкою, поліноми Адоміана, метод багатоетапних диференціальних перетворень, дирижабль, моделювання руху.*

OPTIMIZATION OF AIRSHIP LANDING CONTROL BASED ON MULTI-STEP DIFFERENTIAL TRANSFORM METHOD

A.V. Gusynin, O.V. Yaroviy, Ju.V. Antonova-Rafi

The results of control optimization by declination of airship thrust vector on the landing stage is presented. Terminal control synthesis are made based on the multi-step differential transform method with using Adomian polynomials. Description of the applied method, algorithm synthesis of multi-stage terminal control and the results of airship landing simulation with using synthesized control are given.

Keywords: *optimization, terminal landing control, multi-step differential transform method, Adomian polynomials, airship, motion simulation.*