

## Раздел V. Беспилотные летательные аппараты

УДК 681.513

**В.Х. Пшихопов, М.Ю. Медведев**

### **СИНТЕЗ АДАПТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ**

*В данной работе представлены методы синтеза адаптивных систем управления летательными аппаратами, функционирующими в условиях неопределенности. Синтез управлений осуществляется на базе нелинейной многосвязной математической модели летательного аппарата, рассматриваемого как твердое тело. В работе предлагаются методы синтеза прямых беспойсковых алгоритмов адаптивного управления, непрямым беспойсковых алгоритмов, базирующихся на нелинейных наблюдателях возмущений, а также робастный релейный регулятор. Эффективность предлагаемых методов демонстрируется на примере управления дирижаблем.*

*Адаптивные системы управления; летательные аппараты; нелинейные многосвязные системы.*

**V.Kh. Pshikhopov, M.Yu. Medvedev**

### **SYNTHESIS OF ADAPTIVE CONTROL SYSTEMS FOR AIRCRAFTS**

*This paper presents novel methods of the synthesis of a adaptive control systems for the aircrafts, operating in non-formalized environment. A nonlinear multi-connected dynamic model is considered. The paper presents design method of searchless adaptive control systems, design method of indirect adaptive control systems, and design method of robust relay control systems. Modeling results approved a validity of the proposed methods.*

*Adaptive control system; aircraft; nonlinear control system.*

**Введение.** Высокая актуальность задачи синтеза адаптивных систем управления летательными аппаратами определяется значительной степенью неопределенности среды функционирования, сложностью математической модели и большим числом экспериментально определяемых параметров. Специфика функционирования летательных аппаратов требует синтеза беспойсковых или робастных адаптивных систем управления. В данной работе предлагаются новые алгоритмы синтеза адаптивных и робастных систем управления летательными аппаратами на базе их нелинейных многосвязных моделей.

**Математическое описание летательного аппарата.** Уравнения летательного аппарата, базирующиеся на уравнениях твердого тела, могут быть представлены в следующем матричном виде [1 – 3]:

$$\begin{aligned} \frac{dy(t)}{dt} &= Rx, \\ M \frac{dx(t)}{dt} &= F_u + F_d, \end{aligned} \tag{1}$$

где  $x$  – вектор скоростей летательного аппарата;  $y$  – вектор положений летательного аппарата;  $F_u$  – вектор управляющих воздействий;  $F_d$  – функция положений и скоростей, в общем случае, нелинейная включающая в себя как известные соотношения и параметры, так и неизвестные части и возмущения;  $M$  – матрица инерционных элементов,  $R$  – функциональная матрица коэффициентов.

Модель (1) подробно представлена в [2, 3] на примере дирижабля. Ставится задача синтеза вектора управляющих воздействий  $F_u$  в виде функции координат состояния  $x$ ,  $y$  и оценок возмущений, обеспечивающих перевод системы (1) из произвольного начального состояния  $x^0$ ,  $y^0$  в некоторой области  $\Omega$  в заданное конечное состояние  $x^k$ ,  $y^k$ .

**Синтез наблюдателя адаптивной непрямой системы управления.** Базовые алгоритмы управления летательным аппаратом, описываемым системой (1), представлены в [2 – 4]. Рассмотрим процедуру синтеза непрямой адаптивной системы управления, строящейся на основе базовых алгоритмов [2] и нелинейных наблюдателей возмущений [5, 6].

Центральной частью не прямых методов адаптации является алгоритм оценивания, для синтеза которого представим систему (1) в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{dy(t)}{dt} &= Rx, \\ M \frac{dx(t)}{dt} &= F_u + F_d^0 + z', \\ \frac{dz'(t)}{dt} &= g(z'), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $z'$  – дополнительный неизмеряемый вектор, аппроксимирующей действующее на летательный аппарат возмущения;  $g(z')$  – произвольная функция, выбираемая в процедуре синтеза;  $F_d^0$  – номинальная векторная функция правых частей системы (1), независящая от вектора неизмеряемых переменных. Отметим, что первое уравнение системы (2), отражающее кинематические связи систем координат летательного аппарата, не содержит неопределенностей.

Обозначим оценку неизмеряемого вектора  $z'$  через  $\hat{z}'$ . Введем вектор макропеременных, равный ошибке оценивания

$$\psi = z' - \hat{z}'. \quad (3)$$

Для обеспечения асимптотической сходимости оценки потребуем, чтобы макропеременная  $\psi$  (3) подчинялась решению уравнения

$$\frac{d\psi(t)}{dt} + L(x, y) \psi = 0, \quad (4)$$

где  $L(x, y)$  – матрица, обеспечивающая заданные свойства уравнения (4).

В соответствии с известной процедурой синтеза редуцированных наблюдателей введем замену переменных

$$\hat{z}' = s(x, y) + \hat{z}, \quad (5)$$

где  $\hat{z}$  – вектор новых переменных,  $s(x, y)$  – произвольная вектор-функция, подлежащая определению в процедуре синтеза наблюдателя.

Продифференцировав выражение (3) с учетом уравнений модели (2), из выражения (4), с учетом замены (5), получим уравнение наблюдателя:

$$\begin{aligned} g(z') - \frac{\partial s(x, y)}{\partial x} M^{-1} (F_u + F_d^0 + z') - \frac{\partial s(x, y)}{\partial y} Rx - \\ - \frac{d\hat{z}(t)}{dt} + L(x, y) (z' - s(x, y) - \hat{z}) = 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Если выбрать функцию  $s(x, y)$  таким образом, чтобы система (6) не зависела от неизмеряемых величин  $z'$ , то она будет описывать асимптотический наблюдатель. При этом оценки неизмеряемой векторной величины  $\hat{y}$  определяются в соответствии с выражением (5)

Отличительной особенностью наблюдателя (6) является использование аппроксимирующих уравнений в модели (2). В аналогичном наблюдателе, предложенном Н.В. Балалаевым [7], такая аппроксимация не использовалась, что приводило к более сильным ограничениям на условия разрешения задачи синтеза наблюдателя.

Для уравнения (6) запишем условия его независимости от вектора неизмеряемых переменных:

$$g(z') - \left( \frac{\partial s(x, y)}{\partial x} M^{-1} - L(x, y) \right) z' = 0, \quad (7)$$

где  $0$  – нулевой вектор соответствующей размерности.

В [7] векторная функция  $g(z')$  определяется уравнениями объекта управления, поэтому может быть неопределенной. Если имеет место такая ситуация, то синтез нелинейного наблюдателя требует процедур адаптации или аппроксимации. Использование векторной функции  $g(z')$ , аппроксимирующей уравнения динамики неизмеряемых переменных и возмущений, действующих на уравнения летательного аппарата (1), позволяет обойти трудности, связанные с неопределенностями в модели объекта и упростить условия разрешимости векторного нелинейного алгебраического уравнения (7).

Если вектор  $z'$  входит в (6) линейно, то условие разрешимости задачи синтеза наблюдателя является уравнение:

$$G(x, y) z' - \left( \frac{\partial s(x, y)}{\partial x} M^{-1} - L(x, y) \right) z' = 0. \quad (8)$$

где  $G(x, y)$  – матрица соответствующей размерности.

Чтобы матричное уравнение (8) обращалось в тождество, достаточно выполнения следующего условия:

$$\frac{\partial s(x,y)}{\partial x} = G(x,y) - L(x,y)M. \quad (9)$$

Рассмотрим применение предлагаемого метода для синтеза алгоритмов оценивания внешних и структурных возмущений, действующих на дирижабль сигарообразной формы, описываемый системой (1) со следующими параметрами: длина  $l = 7\text{ м}$ , удлинение  $\lambda = 4$ , объем оболочки  $U = 10,901\text{ м}^3$ , масса  $m = 13,9\text{ кг}$ .

При синтезе алгоритмов оценивания возмущений, действующих на дирижабль, будем предполагать, что возмущения входят в правые части дифференциальных уравнений (1) аддитивно и аппроксимировать их временным рядом, который может быть представлен в виде следующей системы дифференциальных уравнений, обеспечивающих астатизм нулевого порядка:

$$\frac{dz(t)}{dt} = 0, \quad F = z, \quad (10)$$

где  $z$  – переменная состояния;  $F$  – выход генератора возмущения (10).

Выберем  $L(x,y)$  в виде диагональной матрицы с постоянными положительными коэффициентами, что обеспечит асимптотическую устойчивость процесса оценивания. В этом случае уравнения наблюдателя (6) принимают вид:

$$\frac{d\hat{z}(t)}{dt} = -L\hat{z} - LF_u - L^2Mx. \quad (11)$$

$$\frac{\partial s(x,y)}{\partial x} = L(x,y)M, \quad \frac{\partial s(x,y)}{\partial y} = 0, \quad (12)$$

$$s(x,y) = L(x,y)Mx.$$

На рис. 1 – 3 представлены результаты оценивания возмущения для системы (1), (5), (11), а на рис. 4 – траектории движения дирижабля.

Отметим, что данная методика оценивания возмущений является универсальной. Ее точность ограничена скоростью изменения возмущающих воздействий. Это означает, что если задать некоторую максимальную частоту изменения возмущения  $\omega_b^{\max}$ , то в соответствии с известной теоремой Котельникова, полоса пропускания наблюдателя должна определяться частотой  $2 \cdot \omega_b^{\max}$ . На практике желательно получение как можно большей скорости оценивания, которая ограничена действием случайных шумов.

Отметим, что все структурные и внешние возмущения представляются в аддитивном виде. Такой подход в нелинейных системах в общем случае работоспособен в ограниченной области функционирования, так как для нелинейных систем не выполняется теорема разделения, позволяющая для заданного режима обеспечить устойчивость всей системы посредством устойчивости процессов в контуре регулирования и в контуре наблюдения.

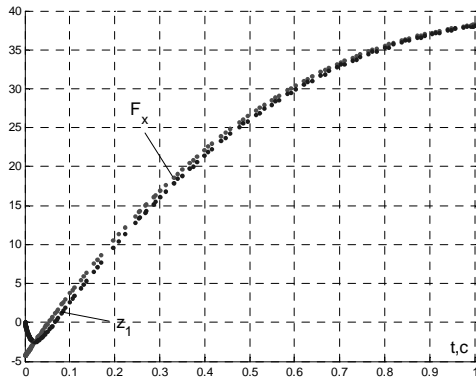


Рис. 1. Оценка силы  $F_x$

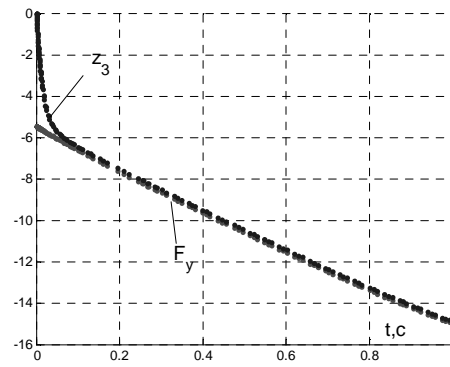


Рис. 2. Оценка силы  $F_y$

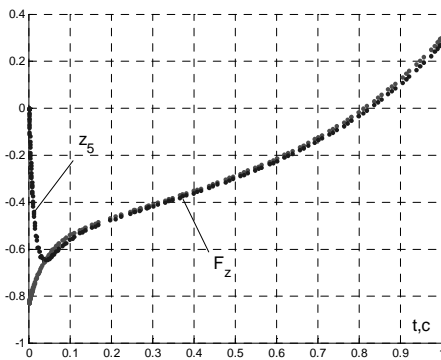


Рис. 3. Оценка силы  $F_z$

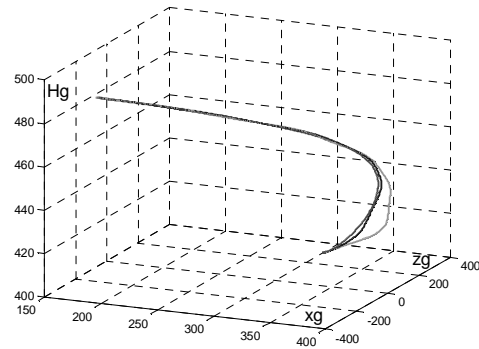


Рис. 4. Траектории дирижабля

**Синтез прямой адаптивной системы управления.** Основным недостатком непрямых адаптивных систем управления является невыполнение теоремы разделения. В этой связи требуется вводить наблюдатель возмущения в структуру регулятора и синтезировать закон управления для системы «объект+наблюдатель» [3, 4, 5, 8].

Для синтеза прямой адаптивной системы управления запишем расширенную математическую модель летательного аппарата, с учетом действующих на него возмущений, аппроксимированных моделью со структурой (10):

$$\begin{aligned} \frac{dy(t)}{dt} &= Rx + L_1 z, \\ M \frac{dx(t)}{dt} &= F_u - F_d + L_2 z, \\ \frac{dz(t)}{dt} &= \Sigma'_c, \end{aligned} \quad (13)$$

где  $z = [z_1 \ z_2 \ z_3 \ z_4 \ z_5 \ z_6]^T$  – вектор оценок возмущающих факторов;  $L_1, L_2$  – матрицы постоянных коэффициентов;  $\Sigma'_c$  – вектор, определяющий целевые движения летательного аппарата.

Рассмотрим движение летательного аппарата по прямой линии. В этом случае можно записать целевое многообразие движения в следующем виде:

$$\Sigma'_c = \Sigma'_{c1} + \Sigma'_{c2}, \quad \Sigma'_{c1} = A_1 X + A_2, \quad \Sigma'_{c2} = A_3, \quad (14)$$

$$\Sigma_c = \Sigma_{c1} + \Sigma_{c2}, \quad \Sigma_{c1} = \Sigma'_{c1} + L_3 Z, \quad \Sigma_{c2} = \Sigma'_{c2} + L_4 Z, \quad (15)$$

где  $A_1, A_2$  – матрицы коэффициентов квадратичных форм;  $A_3 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ V_x^2 + V_y^2 + V_z^2 - v_k^2]^T$ ;  $L_3, L_4$  – матрицы постоянных коэффициентов.

В этом случае структура закона управления имеет следующий вид [15]:

$$\begin{aligned} M^{-1}u = & -F_d - L_2 z - (T^2 A_1 R + T^2 L_3 A_4 + 2dTA_4)^{-1} \cdot \\ & [T^2 A_1 (\dot{R}x + L_1 \Sigma'_c) + T^2 L_3 A_1 (Rx + L_1 z) + \\ & + 2dT(\dot{\Sigma}'_{c1} + L_4 \Sigma'_c) - \Sigma_c], \end{aligned} \quad (16)$$

где

$$A_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ V_x & V_y & V_z & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Адаптивный регулятор (16) строится на основе введения в модель летательного аппарата интеграторов, аппроксимирующих возмущения. Если положить в алгоритме (16) матрицы  $L_1, L_2$  равными нулю, то он преобразуется в классическую схему, для линейных систем обеспечивающую астатизм первого порядка. Если дополнительно положить равными нулю матрицы  $L_3, L_4$ , то получим базовый алгоритм [9, 15] для случая движения вдоль прямой линии.

На рис. 5 и 6 приведены результаты моделирования адаптивного регулятора при действии на летательный аппарат постоянного возмущения.

На рис. 5 показаны две траектории движения: Tr1 – для адаптивного алгоритма управления с подавлением постоянного возмущения (16); Tr2 – для базового алгоритма [9]. Дирижабль по заданию должен лететь вдоль прямой линии на высоте 500 м вдоль линии  $x_g=100$  (см. рис. 5). Очевидно, что адаптация позволяет компенсировать постоянное ветровое возмущение. На рис. 6 показаны скорости изменения для случаев движения дирижабля с базовым алгоритмом [9, 15] и для алгоритма с адаптацией (16). Видим, что среднеквадратичное отклонение дирижабля по скорости в случае наличия алгоритма адаптации существенно ниже.

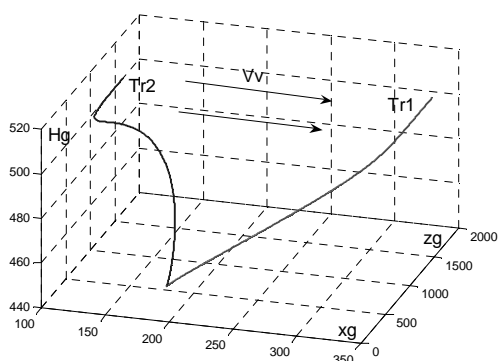


Рис. 5. Траектория ЛА

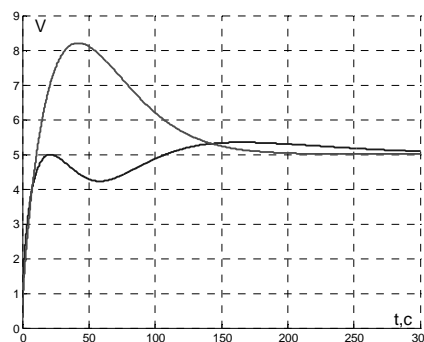


Рис. 6. Скорость ЛА

**Синтез робастной релейной системы управления.** В работах [10 – 12] предложены различные методы синтеза релейных регуляторов, обеспечивающих оптимальные и субоптимальные по быстродействию замкнутые алгоритмы управления. В работах [11, 12] показана высокая робастность полученных алгоритмов. В данной работе синтезируются робастные релейные алгоритмы управления на основе функций Ляпунова.

Рассмотрим задачу управления летательным аппаратом, уравнения которого представлены в виде (1). Запишем траекторное многообразие, отражающее требования к желаемому движению ЛА в установившемся режиме:

$$\Sigma_{tr} = A_1 x^2 + A_2 x + A_3, \quad (17)$$

где  $\Sigma_{tr}$  – векторное траекторное многообразие;  $A_1, A_2, A_3$  – матрицы коэффициентов квадратичных форм;  $x = [x \ y \ z \ \psi \ \vartheta \ \gamma]^T$  – вектор координат летательного аппарата.

Введем для системы (1) следующую квадратичную функцию:

$$V_1 = 0,5 y^T y. \quad (18)$$

Вычислим производную по времени функции (18) с учетом уравнений ЛА (1):

$$\frac{dV_1}{dt} = \Sigma_{tr}^T \frac{dy(t)}{dt} = \Sigma_{tr}^T R x. \quad (19)$$

Из выражения (19) найдем вектор  $x$ , обеспечивающий отрицательность производной (19) функции Ляпунова (18):

$$x = x_{\max} \times \tanh\left(q_1 \left[-\Sigma_{tr}^T R\right]^T\right), \quad (20)$$

где функция гиперболического тангенса аппроксимирует знаковую функцию  $sign$ ,  $q_1$  – постоянный параметр.

Из выражения (21) сформируем цель управления с учетом требований к скорости движения летательного аппарата:

$$\Sigma_2 = x - x_{\max} \times \tanh\left(q_1 \left[-\Sigma_{ir}^T R\right]^T\right) + A_4, \quad (21)$$

где  $A_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & V_x^2 + V_y^2 + V_z^2 - v_k^2 \end{bmatrix}^T$  – матрица, учитывающая скоростные требования.

Введем теперь в рассмотрение общую функцию Ляпунова вида

$$V_2 = 0,5 \Sigma_2^T \Sigma_2. \quad (22)$$

Так как функция  $\tanh$  в области больших отклонений близка к знаковой функции, то производную функции (22) в области больших отклонений можно записать в виде

$$\frac{dV_2}{dt} \approx \Sigma_2^T \frac{dx}{dt} = \Sigma_2^T (F_u + F_d). \quad (23)$$

Из выражения (23) получаем управляющий вектор  $F_u$ , обеспечивающий минимум производной функции Ляпунова:

$$F_u = F_u^{\max} \operatorname{sign}\left(-\Sigma_2^T\right). \quad (24)$$

Из выражений (23), (24) следует, что при выполнении условия

$$\left|F_u^{\max}\right| > \left|F_d\right|, \quad (25)$$

производная функции Ляпунова (22) системы (1), (24) отрицательно определена.

В работе [13] показано, что выражение (25) определяет условия управляемости уравнений динамики системы (1), являясь условиями, аналогичными условиям Е.С. Пятницкого [14]. В частности, если управляющие воздействия входят в вектор  $F_u$  линейно, то выражение (25) можно переписать в виде

$$\left|B(x)\right| U^{\max} > \left|F_d\right|. \quad (26)$$

Для того чтобы выполнялось неравенство (26), необходимо выполнение условия:

$$\left|B(x)\right| \neq 0, \quad (27)$$

откуда при числе управлений большим или равным размерности вектора  $x$ , следует выполнение условий общности положения, т.е. достаточного рангового критерия управляемости. Для линейных систем из (27) следует выполнение условия управляемости Калмана.

Таким образом, получены алгоритмы робастного управления летательными аппаратами при ограничениях на управления и скорости движения.

На рис. 7 – 10 приведены результаты моделирования движения дирижабля при решении позиционной задачи, которые подтверждают теоретические выкладки. Матрицы, определяющие цели управления, в этом случае имеют вид:



$$A_1 = \begin{bmatrix} a_{111} & a_{122} & a_{133} & 0 & 0 & 0 \\ a_{211} & a_{222} & a_{233} & 0 & 0 & 0 \\ a_{311} & a_{322} & a_{333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, A_2 = \begin{bmatrix} a_{131} & a_{141} & a_{151} & 0 & 0 & 0 \\ a_{231} & a_{241} & a_{251} & 0 & 0 & 0 \\ a_{331} & a_{341} & a_{351} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$A_3 = [a_{161} \ a_{261} \ a_{361} \ \psi_0 \ v_0 \ \gamma_0]^T, A_4 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T.$$

Из представленных на рис. 7 – 10 графиков видно, что в области больших отклонений система управления формирует релейные воздействия, а при достижении цели становится субоптимальной. Это обусловлено не только аппроксимацией знаковой функции *sign* функцией тангенса гиперболического *tanh*, но и ограниченными скоростями изменения координат. Например, линейные скорости ограничены величиной  $\pm 1$  м/с, однако они не могут мгновенно изменяться, поэтому не находятся всегда на ограничениях.

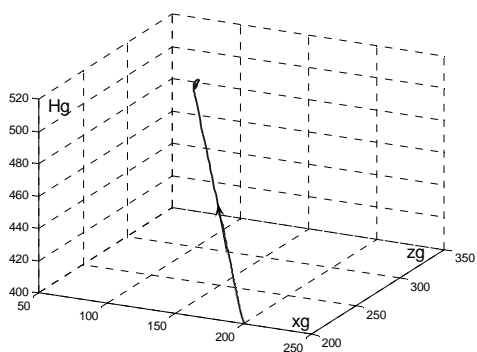


Рис. 7. Траектория дирижабля

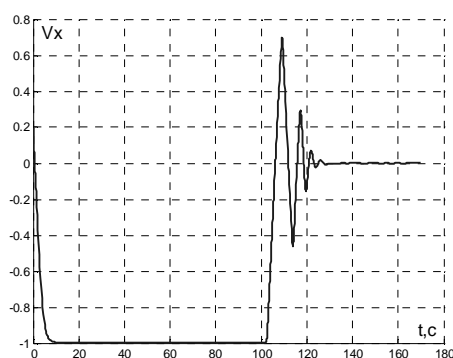


Рис. 8. Скорость  $V_x$

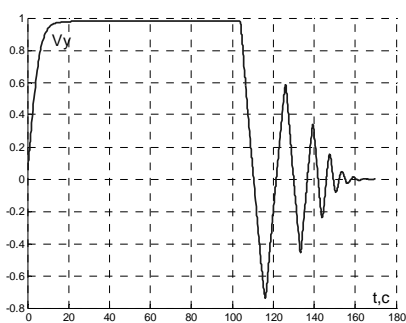


Рис. 9. Скорость  $V_y$

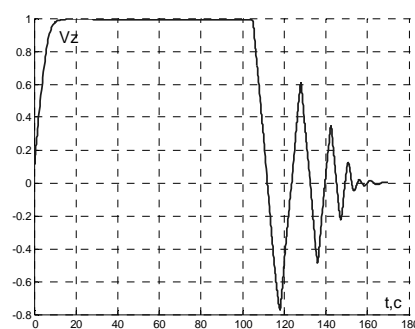


Рис. 10. Скорость  $V_z$

**Заключение.** В данной работе предложены методы синтеза адаптивных и робастных алгоритмов управления летательными аппаратами. Разработаны алгоритмы оценивания возмущений в нелинейных системах управления ЛА, алгоритм-

мы адаптивного прямого управления, а также робастные релейные алгоритмы управления. Данные результаты могут быть также распространены на более общий случай.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Динамика самолета. Пространственное движение. – М.: Машиностроение, 1983.
2. *Пшихопов В.Х.* Дирижабли: перспективы использования в робототехнике // – М., Мехатроника, автоматизация, управление. – 2004. – № 5. – С. 15.
3. *Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю.* Структурный синтез автопилотов подвижных объектов с оценением возмущений // – М., Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2006. – № 1. – С. 103.
4. *Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю., Сиротенко М.Ю., Э Носко О., Юрченко А.С.* Проектирование систем управления роботизированных воздухоплавательных комплексов на базе дирижаблей // Известия ТРТУ. – 2006. – № 3 (58). – С. 160-167.
5. *Медведев М.Ю.* Алгоритмы адаптивного управления исполнительными приводами // М., Мехатроника, автоматизация, управление. – 2006. – № 6. – С. 17-22.
6. *Медведев М.Ю.* Структура и алгоритмическое обеспечение нелинейного наблюдателя производных в условиях действия случайных шумов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2008. – № 12 (89). – С. 20-25.
7. *Колесников А.А., Балалаев Н.В.* Синергетический синтез нелинейных систем с наблюдателями состояний // Сб. РАН «Новые концепции общей теории управления» / Под ред. Красовского А.А. – Москва-Таганрог. 1995. – С. 101-113.
8. *Медведев М.Ю.* Синтез системы управления регулирующими органами // Известия ТРТУ. – 2003. – № 1 (30). – С. 44-48.
9. *Пшихопов В.Х.* Аттракторы и репеллеры в конструировании систем управления подвижными объектами // Известия ТРТУ. – 2006. – № 3 (58). – С. 49-57.
10. *Пшихопов В.Х.* Оптимальное по быстродействию траекторное управление электромеханическими манипуляционными роботами // Известия высших учебных заведений. Электромеханика. – 2007. – № 1. – С. 51-57.
11. *Медведев М.Ю.* Синтез субоптимальных управлений нелинейными многосвязными динамическими системами // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2009. – № 12. – С. 2-8.
12. *Медведев М.Ю.* Синтез замкнутых оптимальных по быстродействию управлений каскадными нелинейными динамическими системами с ограничениями на координаты // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2009. – № 7. – С. 2-6.
13. *Пшихопов В.Х., Медведев М.Ю.* Оценка и управление в сложных динамических системах. – М.: Физматлит, 2009. – С. 295.
14. *Пятницкий Е.С.* Управляемость классов лагранжевых систем с ограниченными управлениями // Автоматика и телемеханика. – 1996. – № 12. – С. 29-37.
15. *Пшихопов В.Х.* Позиционно-траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009. – С. 183.

**Пшихопов Вячеслав Хасанович**

Технологический институт федерального государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Южный федеральный университет» в г. Таганроге.

E-mail: pshichop@rambler.ru.

347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44.

Тел.: 88634371694.

**Медведев Михаил Юрьевич**

E-mail: ms@pisem.net.

**Pshihopov Vjacheslav Hasanovich**

Taganrog Institute of Technology – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”.

E-mail: pshichop@rambler.ru.

44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.

Phone: 88634371694.

**Medvedev Mihail Jur'evich**

E-mail: ms@pisem.net.

УДК 681.513

**Р.И. Балабаев**

**АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОСТИ И СИНТЕЗ АВТОПИЛОТОВ  
САМОЛЕТА-АМФИБИИ**

*В работе рассматривается анализ управляемости и синтеза автопилота самолета-амфибии для предотвращения выхода на неустойчивые режимы движения с учетом ограничений на управление. Получены условия управляемости, аналогичные условиям управляемости Е.С. Пятницкого, ограничивающие область функционирования самолета и имеющие вид скалярных неравенств. Приведена графическая интерпретация полученных в работе областей управляемости. Синтезирована робастная система управления, отличающаяся грубостью к внешним и внутренним возмущениям. Приведены результаты моделирования.*

*Самолет-амфибия; управляемость нелинейных систем; многосвязность, ограничения на управление; область управляемости; робастность.*

**R.I. Balabaev**

**ANALYSIS OF CONTROLLABILITY AND SYNTHESIS OF THE AUTOPILOT  
OF A AMPHIBIAN**

*At this paper design procedures analysis of controllability and synthesis of the autopilot of a amphibian for prevention of an output on unstable modes of movement in view of restrictions on control. Conditions controllabilities of E.S. Pjatnitskogo similar to conditions functioning of the plane limiting area and looking like scalar inequalities are received. Graphic interpretations of the areas of controllability received in work are shown. The control system distinguished by roughness to external and internal indignations is synthesized robastic. Results of modelling are showing.*

*Amphibian; control nonlinear systems; nonlinear multiply connected systems; similar to conditions functioning; area of controllability; robastic.*

**Введение.** Расширение возможностей самолета для решения задач взлета и посадки на водную поверхность, забора воды с акватории накладывает ряд специфических требований на систему управления. В частности, не до конца решен вопрос демпфирования системой управления колебаний, связанных с ударом о водную поверхность. Существующие автоматические системы демпфирования имеют существенный недостаток. При случайном выходе самолета на верхнюю границу устойчивости демпфер не позволяет самолету вернуться в устойчивую область и приводит к развитию продольной неустойчивости, а выход на нижнюю границу приводит к путевой неустойчивости.

Как известно, автоматические устройства, используемые в авиационной технике, строятся, как правило, на основе линейных моделей достаточно адекватных при малых отклонениях переменных системы. Явление неустойчивости системы связано с большими отклонениями от положения равновесия, ограничениями на пе-