

УДК 629.73.05

О.Ю. Воронков

**СИНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
БАЛАНСИРОВКИ «АЭРОМОБИЛЯ» С АСИМПТОТИЧЕСКИМ
НАБЛЮДАТЕЛЕМ ГАРМОНИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ**

Актуальность работы состоит в необходимости создания вертикально взлетающего аппарата «Аэромобиль» типа «летающая платформа» в целях повышения эффективности операций по спасению людей из зон бедствий, где вертолёты и иные современные средства не справляются с задачами. Научная новизна работы заключена в применении синергетических подходов к разработке иерархической системы балансировки пространственного положения аппарата, к координирующему энергосберегающему управлению электродвигателями, получающими энергию от турбогенераторной установки ограниченной мощности.

«Летающая платформа»; вентилятор в кольце; синергетическая теория управления; функциональная декомпозиция; асимптотический наблюдатель; энергосберегающее управление.

O.Yu. Voronkov

**SYNERGETIC SYNTHESIS OF HIERARCHIC BALANCING SYSTEM
OF “AIRMObILE” WITH THE ASYMPOTIC OBSERVER OF HARMONIC
DISTURBANCE**

The actuality of the work consists in the necessity of “flying platform” type “Airmobile” vertical take-off vehicle creation with a view of effectiveness increase in the sphere of people rescue operations in those disaster areas where helicopters & other modern means don't cope with a task. The scientific newness of the work consists in synergetic approach application to the design of the hierarchic system of the vehicle's spatial position & to the active energy-save control over the electric engines that get energy from the turbogenerator unit of bounded power.

“Flying platform”; fan in the coil; synergetic control theory; functional decomposition; asymptotic observer; energy-save control.

Описание «Аэромобиля» и его системы управления. Летательный аппарат «Аэромобиль» [1] относится к типу «летающая платформа». Под этим типом понимаются аппараты вертикального взлёта и посадки, использующие для создания подъёмной силы работу вентиляторов малого диаметра, размещаемых, как правило, в аэродинамических кольцах, назначение которых заключено в создании дополнительной тяги и защите вентиляторов от соударений с посторонними предметами [6].

«Аэромобиль» содержит фюзеляж в виде аэродинамического крыла малого удлинения, обеспечивающего небольшую подъёмную силу на максимальных скоростях полёта (около 150 км/ч) в дополнение к основной силе тяги вентиляторов. Внутри фюзеляжа расположено четыре электродвигателя с вентиляторами (два впереди и два сзади), получающих энергию от турбогенераторной установки. Продольное управление аппаратом осуществляется путём дифференциального изменения тяги пары передних и пары задних вентиляторов, а поперечное – путём дифференциального изменения силы тяги боковых вентиляторов, расположенных справа и слева.

Аппарат управляется как командными органами с рабочего места экипажа (путевое управление), так и системой автоматического управления (балансировка пространственного положения). Система автоматического управления основана на принципах синергетической теории, развиваемой в ТТИ ЮФУ на кафедре синергетики и процессов управления под руководством проф. А.А. Колесникова. В этой

системе также решается задача оптимального распределения энергии между источниками питания и силовыми установками.

Непрерывным условием устойчивости аппарата, диктуемым аэродинамической схемой и диапазоном скоростей, является пространственное положение, близкое к горизонтальному. В связи с этим допустимо сформулировать понятие режима балансировки. Этот режим является выделением из любого режима полёта компонентов управления, направленных на сохранение аппаратом горизонтального положения независимо от распределения нагрузки по площади фюзеляжа. Частным случаем режима балансировки представляется режим висения, то есть полёта с нулевой горизонтальной скоростью [4]. Математические описания режимов балансировки и висения идентичны для «Аэромобили». Данная работа направлена на синтез синергетической системы балансировки пространственного положения аппарата.

При синтезе регуляторов для сложных технических объектов широко применяется функциональная декомпозиция процессов управления, представляющая собой разбиение общей цели управления на ряд частных задач, расположенных на разных уровнях иерархии. В результате формируется иерархическая система управления, блок-схема которой показана на рис. 1.

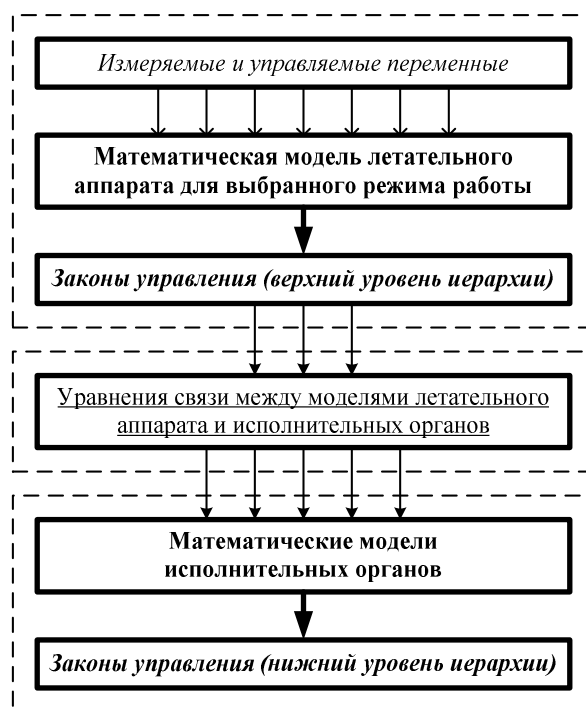


Рис. 1. Блок-схема иерархической системы балансировки «Аэромобили»

На верхнем уровне иерархии формируются управляющие стратегии общего вида, затем они поступают на средний уровень, где посредством уравнений связи преобразуются в задающие воздействия нижнего уровня, на котором синтезируются частные управляющие воздействия [3].

Когда имеются недоступные измерению возмущающие воздействия, синтез нелинейных систем управления существенно усложняется. В результате возникает необходимость в использовании асимптотических наблюдателей координат состояния, позволяющих эффективно решать задачи управления сложными физическими объектами в условиях внешних возмущений.

В ходе применения метода АКАР внешние возмущения погружаются в общую структуру системы и в дальнейшем рассматриваются как координаты состояния объекта. В связи с этим не возникает никакой разницы между процедурами построения асимптотических наблюдателей координат состояния и внешних возмущений [2].

Синергетический синтез алгоритмов управления верхнего уровня иерархии. Математическая модель «Аэромобиля» в режиме балансировки с учётом внешних гармонических возмущающих воздействий, приводящих к периодическим изменениям высоты полёта, а также углов тангажа и крена, выглядит так:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \frac{u_1 + x_7}{m}, \quad \dot{x}_2 = \frac{u_2 + x_9}{I_x}, \quad \dot{x}_3 = \frac{u_3 + x_{11}}{I_z}, \\ \dot{x}_4 &= x_1, \quad \dot{x}_5 = x_2, \quad \dot{x}_6 = x_3, \quad \dot{x}_7 = x_8, \quad \dot{x}_8 = -\omega_8^2 x_7, \\ \dot{x}_9 &= x_{10}, \quad \dot{x}_{10} = -\omega_{10}^2 x_9, \quad \dot{x}_{11} = x_{12}, \quad \dot{x}_{12} = -\omega_{12}^2 x_{11}. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $x_1 = V_y$ – вертикальная скорость, $x_2 = \omega_x$ – угловая скорость относительно продольной оси, $x_3 = \omega_z$ – угловая скорость относительно поперечной оси, $x_4 = Y$ – высота, $x_5 = \vartheta$ – угол тангажа, $x_6 = \gamma$ – угол крена, $u_1 = F_y$ – равнодействующая сил по вертикальной оси, $u_2 = M_x$ – равнодействующая моментов по продольной оси, $u_3 = M_z$ – равнодействующая моментов по боковой оси, m – масса аппарата, I_x , I_z – моменты инерции относительно продольной и поперечной осей [4].

В модели (1) переменные состояния $x_7 \dots x_{12}$ – ненаблюдаемые, они представляют собой внешние возмущения, изменяющиеся по гармоническому закону. При этом воздействие, мешающее стабилизации высоты, представлено переменными x_7 , x_8 , воздействие, мешающее стабилизации угла тангажа – переменными x_9 , x_{10} , а воздействие, мешающее стабилизации угла крена – переменными x_{11} , x_{12} . Таким образом, возмущения далее рассматриваются как координаты состояния «Аэромобиля», и именно для этих ненаблюдаемых координат будет выполняться построение асимптотического наблюдателя, имеющего целью оценку возмущающих воздействий по текущим значениям наблюдаемых координат с последующей компенсацией возмущений.

Для удобства расчёта имеет смысл выполнить замену ненаблюдаемых переменных в модели (1):

$$\begin{aligned} x_7 &= z_7, \quad x_8 = z_8, \quad x_9 = z_9, \\ x_{10} &= z_{10}, \quad x_{11} = z_{11}, \quad x_{12} = z_{12}. \end{aligned}$$

После этого модель объекта преобразуется к виду:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \frac{u_1 + z_7}{m}, \quad \dot{x}_2 = \frac{u_2 + z_9}{I_x}, \quad \dot{x}_3 = \frac{u_3 + z_{11}}{I_z}, \\ \dot{x}_4 &= x_1, \quad \dot{x}_5 = x_2, \quad \dot{x}_6 = x_3, \quad \dot{z}_7 = z_8, \quad \dot{z}_8 = -\omega_8^2 z_7, \\ \dot{z}_9 &= z_{10}, \quad \dot{z}_{10} = -\omega_{10}^2 z_9, \quad \dot{z}_{11} = z_{12}, \quad \dot{z}_{12} = -\omega_{12}^2 z_{11}. \end{aligned} \quad (2)$$

Технологическими инвариантами (целями управления) являются стабилизации высоты $x_4 = x_4^*$, угла тангажа $x_5 = x_5^*$, угла крена $x_6 = x_6^*$. В соответствии с правилами метода аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), являющегося основным методом синергетической теории управления [2], синтезируются алгоритмы управления верхнего уровня:

$$\begin{aligned} u_1 &= -m \left(\frac{\Psi_1}{T_1} + \frac{\dot{\Psi}_4}{T_4} \right) - z_7, \\ u_2 &= -I_x \left(\frac{\Psi_2}{T_2} + \frac{\dot{\Psi}_5}{T_5} \right) - z_9, \\ u_3 &= -I_z \left(\frac{\Psi_3}{T_3} + \frac{\dot{\Psi}_6}{T_6} \right) - z_{11}. \end{aligned} \quad (3)$$

В этих формулах:

$$\begin{aligned} \Psi_1 &= x_1 - \varphi_1, \quad \Psi_2 = x_2 - \varphi_2, \quad \Psi_3 = x_3 - \varphi_3; \\ \dot{\Psi}_4 &= \dot{x}_4 = \varphi_1, \quad \dot{\Psi}_5 = \dot{x}_5 = \varphi_2, \quad \dot{\Psi}_6 = \dot{x}_6 = \varphi_3; \\ \varphi_1 &= -\frac{\Psi_4}{T_4}, \quad \varphi_2 = -\frac{\Psi_5}{T_5}, \quad \varphi_3 = -\frac{\Psi_6}{T_6}; \\ \Psi_4 &= x_4 - x_4^* = 0, \quad \Psi_5 = x_5 - x_5^* = 0, \quad \Psi_6 = x_6 - x_6^* = 0. \end{aligned}$$

Здесь Ψ_i , $i = 1, 6$ – агрегированные макропеременные.

Теперь требуется рассчитать уравнения наблюдателя [2]. Обобщённая форма модели «Аэромобиля» может быть представлена так:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{G}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{G}_1(\mathbf{x})\mathbf{z}, \\ \dot{\mathbf{z}}(t) &= \mathbf{H}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{H}_1(\mathbf{x})\mathbf{z}. \end{aligned} \quad (4)$$

Матрицы в модели (4) выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathbf{G}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} u_1/m \\ u_2/I_x \\ u_3/I_z \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_1(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 1/m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/I_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{H}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H}_1(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_8^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{10}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_{12}^2 & 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Общая форма уравнений наблюдателя и оценок ненаблюдаемых переменных:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{L}\mathbf{y} - \mathbf{L} \int_0^{\mathbf{x}} \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}) d\mathbf{x} - \mathbf{H}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x})\mathbf{G}_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (5)$$

$$\tilde{\mathbf{z}} = \int_0^{\mathbf{x}} \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}) d\mathbf{x} - \mathbf{y}.$$

Прежде чем приступить к расчёту уравнений наблюдающего устройства, необходимо применить критерий наблюдаемости:

$$\text{rang} \left| \mathbf{G}_1^T(\mathbf{x}) : \mathbf{H}_1^T(\mathbf{x})\mathbf{G}_1^T(\mathbf{x}) : \dots : (\mathbf{H}_1^T(\mathbf{x}))^5 \mathbf{G}_1^T(\mathbf{x}) \right| = 6.$$

Таким образом, критерий выполняется, и задача имеет решение. В результате матрица \mathbf{L} может быть задана произвольно. Допустимым её вариантом представляется единичная диагональная матрица:

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} l_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & l_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & l_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & l_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & l_5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & l_6 \end{bmatrix}.$$

Здесь числа $l_1 \dots l_6$ являются неположительными ($l_i \leq 0, i = \overline{1, 6}$); этими числами определяется динамика наблюдателя.

Вычисление матрицы $\mathbf{\Gamma}$ производится на основе уравнения:

$$\mathbf{H}_1(\mathbf{x}) - \mathbf{L} = \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}) \times \mathbf{G}_1(\mathbf{x}).$$

В результате матрица $\mathbf{\Gamma}$ имеет вид:

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix} -l_1 m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_8^2 m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -l_3 I_x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\omega_{10}^2 I_x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -l_5 I_z & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{12}^2 I_z & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

При этом $l_2 = 0, l_4 = 0, l_6 = 0$, а l_1, l_3, l_5 назначаются в зависимости от требований к быстродействию системы.

Следующим этапом синтеза выступает интегрирование матрицы (6):

$$\int_0^{\mathbf{x}} \mathbf{\Gamma}(\mathbf{x}) d\mathbf{x} = \begin{bmatrix} -l_1 m x_1 \\ -\omega_8^2 m x_1 \\ -l_3 I_x x_2 \\ -\omega_{10}^2 I_x x_2 \\ -l_5 I_z x_3 \\ -\omega_{12}^2 I_z x_3 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Отсюда, с учётом (5), допустимо записать уравнения для оценок ненаблюдаемых переменных:

$$\begin{aligned}\tilde{z}_7 &= -l_1 m x_1 - y_1, \quad \tilde{z}_8 = -\omega_8^2 m x_1 - y_2, \quad \tilde{z}_9 = -l_3 I_x x_2 - y_3, \\ \tilde{z}_{10} &= -\omega_{10}^2 I_x x_2 - y_4, \quad \tilde{z}_{11} = -l_5 I_z x_3 - y_5, \quad \tilde{z}_{12} = -\omega_{12}^2 I_z x_3 - y_6.\end{aligned}\quad (8)$$

Также, с помощью (5) и (7), формируются уравнения наблюдателя:

$$\begin{aligned}\dot{y}_1 &= l_1 (y_1 + l_1 m x_1 - u_1), \quad \dot{y}_2 = l_2 \left(y_2 + \left(\frac{\omega_8}{b_8} \right)^2 m x_1 \right) - \left(\frac{\omega_8}{b_8} \right)^2 u_1, \\ \dot{y}_3 &= l_3 (y_3 + l_3 m x_2 - u_2), \quad \dot{y}_4 = l_4 \left(y_4 + \left(\frac{\omega_{10}}{b_{10}} \right)^2 I_x x_2 \right) - \left(\frac{\omega_{10}}{b_{10}} \right)^2 u_2, \\ \dot{y}_5 &= l_5 (y_5 + l_5 m x_3 - u_3), \quad \dot{y}_6 = l_6 \left(y_6 + \left(\frac{\omega_{12}}{b_{12}} \right)^2 I_z x_3 \right) - \left(\frac{\omega_{12}}{b_{12}} \right)^2 u_3.\end{aligned}\quad (9)$$

В дальнейшем уравнениями наблюдателя (9) дополняется математическая модель «Аэромобиля» в условиях возмущённого движения (2), а в законах управления (3) ненаблюдаемые переменные z_7, z_9, z_{11} заменяются их асимптотическими оценками (8).

Формирование уравнений связи среднего уровня иерархии. Уравнения связи, находящиеся на среднем уровне, формируются с учётом компоновочной схемы «Аэромобиля» и аэродинамических параметров его вентиляторных установок. Общий вид описанных уравнений:

$$\begin{aligned}\omega_1 &= \frac{8}{D_B^2} \sqrt{\frac{\bar{T}_B \left(u_1 + \frac{u_2}{l_x} + \frac{u_3}{l_z} + mg \right)}{\frac{\chi_k}{3} \sigma_7 c_{y0} \pi}}, \\ \omega_2 &= \frac{8}{D_B^2} \sqrt{\frac{\bar{T}_B \left(u_1 - \frac{u_2}{l_x} + \frac{u_3}{l_z} + mg \right)}{\frac{\chi_k}{3} \sigma_7 c_{y0} \pi}}, \\ \omega_3 &= \frac{8}{D_B^2} \sqrt{\frac{\bar{T}_B \left(u_1 + \frac{u_2}{l_x} - \frac{u_3}{l_z} + mg \right)}{\frac{\chi_k}{3} \sigma_7 c_{y0} \pi}}, \\ \omega_4 &= \frac{8}{D_B^2} \sqrt{\frac{\bar{T}_B \left(u_1 - \frac{u_2}{l_x} - \frac{u_3}{l_z} + mg \right)}{\frac{\chi_k}{3} \sigma_7 c_{y0} \pi}}.\end{aligned}\quad (10)$$

Здесь $D_B = 1\text{ м}$ – диаметр вентилятора, $\bar{T}_B = 0,7$ – относительная тяга вентилятора, $\chi_k = 0,96$ – коэффициент концевых потерь, $\sigma_7 = 0,318$ – коэффициент заполнения вентилятора, $c_{y0} = 0,7$ – аэродинамический коэффициент [6].

Синергетический синтез алгоритмов управления нижнего уровня иерархии. Система синхронизации силовых установок «Аэромобилия» предназначена для управления двигателями с целью оптимального перераспределения энергии между ними и минимизации энергопотерь. Математическая модель размещена на нижнем уровне и сформирована в соответствии с эквиприоритетными принципами координирующего управления. Модель базируется на математическом описании одной силовой установки, в роли которой выступает асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= \frac{3p^2 L_m}{2JL_r} x_2 x_4 - \frac{pM_c}{J}, \quad \dot{x}_2 = \frac{L_m R_r}{L_r} x_3 - \frac{R_r}{L_r} x_2, \\ \dot{x}_3 &= -\frac{L_m^2 R_r + L_r^2 R_s}{kL_r} x_3 + x_1 x_4 + \frac{L_m R_r x_4^2}{L_r x_2} + \frac{L_m R_r}{kL_r} x_2 + \frac{L_r}{k} u_1, \\ \dot{x}_4 &= -\frac{L_m^2 R_r + L_r^2 R_s}{kL_r} x_4 - x_1 x_3 - \frac{L_m R_r x_3 x_4}{L_r x_2} - \frac{L_m}{k} x_1 x_2 + \frac{L_r}{k} u_2.\end{aligned}\quad (11)$$

Здесь $x_1 = \omega_r$ – угловая скорость ротора, $x_2 = \psi_r$ – потокосцепление ротора, $x_3 = i_{sx}$ – проекция тока статора на ось абсцисс, $x_4 = i_{sy}$ – проекция тока статора на ось ординат, R_s – сопротивление обмотки статора, R_r – сопротивление обмотки ротора, L_s – индуктивность обмотки статора, L_r – индуктивность обмотки ротора, L_m – взаимная индуктивность, p – число пар полюсов, J – момент инерции ротора, M_c – момент сопротивления на валу двигателя, $k = L_s L_r - L_m^2$ [2].

В ходе управления двигателем выделяется два инварианта: технологический (стабилизация угловых скоростей роторов $x_1 = x_1^*$) и энергетический (минимизация энергопотерь за счёт поддержания оптимальных потокосцеплений роторов $x_2 = x_2^*$). Энергетический инвариант имеет вид [5]:

$$x_2^* = \psi_{r\text{опт}} = M_c^{0,5} \left(\frac{k_1}{k_2 + k_3 \omega^\beta} \right)^{0,25}. \quad (12)$$

Значения коэффициентов k_i , $i = \overline{1,3}$:

$$k_1 = \frac{4(r_s L_r^2 + r_r L_m^2)}{p^2 m L_m^2}, \quad k_2 = \frac{m r_s}{L_m^2}, \quad k_3 = \frac{\Delta P_{\text{ст ном}}}{314^\beta \psi_{r\text{ ном}}^2}.$$

В этом случае алгоритмы управления имеют вид:

$$\begin{aligned}u_1 &= \frac{\left(\frac{\varphi_3 - x_3}{T_3} + \frac{L_m^2 R_r + L_r^2 R_s}{kL_r} x_3 - x_1 x_4 - \frac{L_m R_r x_4^2}{L_r x_2} - \frac{L_m R_r}{kL_r} x_2 \right) k}{L_r} + \dot{\varphi}_3, \\ u_2 &= \frac{\left(\frac{\varphi_4 - x_4}{T_4} + \frac{L_m^2 R_r + L_r^2 R_s}{kL_r} x_4 + x_1 x_3 + \frac{L_m R_r x_3 x_4}{L_r x_2} + \frac{L_m}{k} x_1 x_2 \right) k}{L_r} + \dot{\varphi}_4.\end{aligned}\quad (13)$$

Здесь φ_3 , φ_4 – внутренние управления.

Моделирование динамики синтезированной системы. Графики моделирования синтезированной иерархической системы балансировки пространственного положения «Аэромобилья» с законами управления (3) и (13) приведены ниже на рис. 2, 3 и 4.

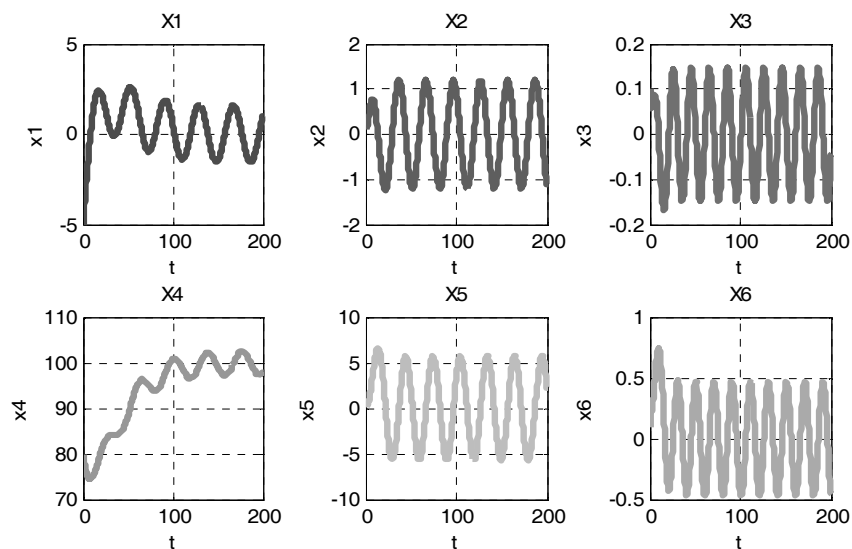


Рис. 2. Моделирование динамики возмущённого движения без наблюдателя возмущений (верхний уровень иерархии)

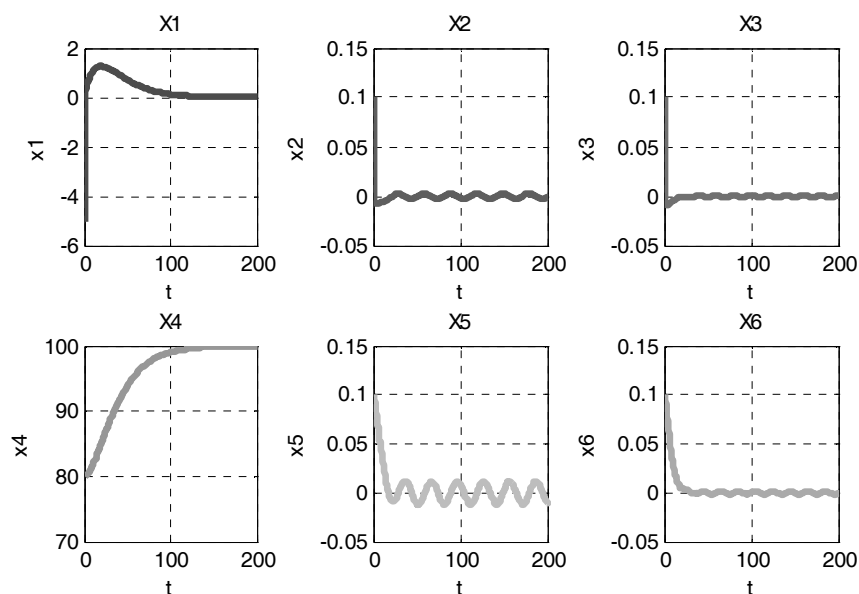


Рис. 3. Моделирование динамики возмущённого движения с наблюдателем возмущений (верхний уровень иерархии)

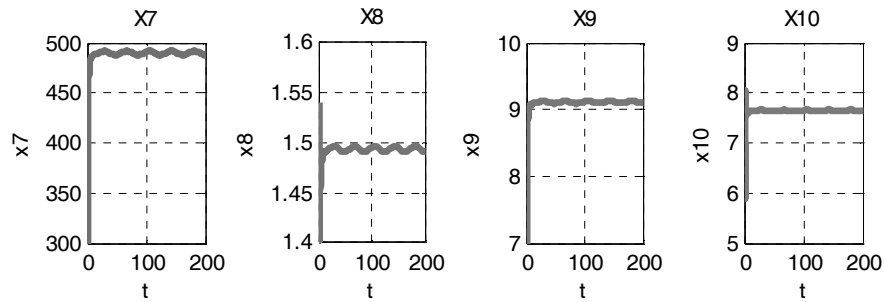


Рис. 4. Моделирование динамики возмущённого движения с наблюдателем возмущений (нижний уровень иерархии; для остальных трёх двигателей графики моделирования аналогичны)

На рис. 2 и 3 индексы переменных совпадают с таковыми в модели (2). На рис. 4 приняты обозначения: x_7 – угловая скорость ротора, x_8 – потокосцепление ротора, x_9 – проекция тока статора на ось абсцисс, x_{10} – проекция тока статора на ось ординат.

При сравнении графиков на рис. 2 и 3 можно отметить факт существенной компенсации внешних возмущений асимптотическим наблюдателем.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Патент РФ №2348568 от 29.06.2007. Лёгкий многорежимный летательный аппарат. Воронков Ю.С., Воронков О.Ю.
2. *Современная прикладная теория управления: Новые классы регуляторов технических систем* / Под ред. А.А. Колесникова. – Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000.
3. Колесников А.А., Мушенко А.С. Синергетическое управление процессами пространственного движения летательных аппаратов. – М.: Авиакосмическое приборостроение, 2004. – № 2.
4. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолётов с вертикальным взлётом и посадкой. – М.: Машиностроение, 1970.
5. Попов А.Н. Синергетический синтез законов энергосберегающего управления электро-механическими системами. – Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2003.
6. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце: Учебное пособие. – М.: Изд-во Московского авиационного института, 2006.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор И.М. Першин.

Воронков Олег Юрьевич

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

E-mail: voronkovoyu@mail.ru.

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

Тел.: 88634318090.

Кафедра синергетики и процессов управления; аспирант.

Voronkov Oleg Yurievich

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

E-mail: voronkovoyu@mail.ru.

44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.

Phone: +78634318090.

The Department of Synergetics and Control; Postgraduate Student.