

Е.С. Крееренко

(Южный федеральный университет; e-mail: talla92xlc@gmail.com)

МЕТОД СИНТЕЗА НЕЛИНЕЙНЫХ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТОМ-НОСИТЕЛЕМ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Предложен метод синергетического синтеза систем управления движением самолёта-носителя авиационно-космической системы, позволяющий снизить негативное воздействие антропогенного характера и повысить безопасность полёта. Показано, что синтезированный автопилотный закон обеспечивает асимптотическую устойчивость замкнутой системы "объект-регулятор" и достижение поставленных целей управления.

Ключевые слова: самолёт-носитель, закон управления, синергетический синтез, технологический инвариант.

E.S. Kreerenko

METHOD OF SYNTHESIS OF NONLINEAR CONTROL LAWS OF THE CARGO AIRCRAFT FOR THE AEROSPACE SYSTEM

The method for synergistic synthesis of control laws of the cargo aircraft for the aerospace systems, which allow reducing the negative impact of anthropogenic factor and improve the flight safety is proposed. The synthesized autopilot control law provides the asymptotic stability of the closed system and achieves of the control objectives.

Key words: cargo aircraft, control law, synergistic synthesis, technological invariant.

Статья поступила в редакцию Интернет-журнала 19 февраля 2015 г.

1. Введение

Повышение безопасности полётов летательных аппаратов является одной из важнейших проблем эксплуатантов воздушного транспорта и системы организации воздушного движения. Чаще всего к авиационным происшествиям приводят отказные ситуации в системах самолёта, человеческий фактор и внешние воздействия. Как показывает опыт эксплуатации воздушного транспорта, отрицательное антропогенное воздействие (ошибки в управлении авиатранспортными средствами) является одной из существенных причин возникновения нештатных ситуаций, аварий и катастроф самолётов и других летательных аппаратов. Статистические исследования в этой области показывают, что наибольшее количество авиационных происшествий происходит при заходе на посадку и взлете. В то же время набор высоты и полёт на эшелоне также остаются опасными режимами полёта [1]. Количество полётов с каждым годом увеличивается, вместе с ним растёт и число авиационных происшествий. Так, по данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО) с 2009 по 2010 годы объём воздушного движения во всем мире увеличился на 4,5 % , при этом количество авиационных происшествий, связанных с регу-

лярными коммерческими рейсами, увеличилось в 2010 году до 121, по сравнению с 113 в 2009 году [2]. Эта тенденция характерна и для других направлений воздушного движения.

Как отмечается в ряде исследований, действенным вкладом в решение проблемы снижения риска неуправляемого развития нештатной ситуации и повышения безопасности полётов является внедрение автоматизированных систем автоматического реагирования на потенциальную опасность и предупреждения экипажа. Оснащение самолёта-носителя *авиационно-космической системы (АКС)* такой системой позволит обеспечить качественно новый уровень безопасности.

Самолёт-носитель (СН) АКС как объект управления представляет собой многоуровневую многосвязную нелинейную динамическую систему [3-5]. В связи с этим для синтеза законов управления таким объектом не могут быть применимы методы, основанные на линейной доктрине классической теории управления, так как они не способны учесть в полной мере естественные свойства рассматриваемого динамического объекта, взаимосвязь и взаимозависимость входящих в него подсистем. Наиболее широкий подход к анализу и синтезу систем управления физическими объектами различной природы даёт *синергетическая теория управления (СТУ)*, базирующаяся на принципах самоорганизации; минимального вмешательства в естественное движение управляемых объектов; использования аттракторов и других естественных многообразий, инвариантов, соответствующих законам сохранения [3]. При синергетическом управлении все фазовые траектории замкнутой системы "объект управления – регулятор" устремляются к образовавшимся в пространстве состояний объектов управления искусственным аттракторам или притягивающим множествам [3]. На принципах и подходах СТУ основан метод *аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР)* [3, 6, 7], позволяющий получить процедуру синтеза законов управления для нелинейных объектов, в том числе многомерных и многосвязных.

2. Метод АКАР

В основе метода АКАР лежит идея введения притягивающих инвариантных многообразий $\psi_s(x_1, \dots, x_n) = 0$. Рассмотрим основные этапы процедуры синтеза.

1) Математическую модель объекта управления представим в виде:

$$\dot{x}(t) = A(x) + Bu(x) + Hw(t), \quad (1)$$

где $x(t)$ – вектор переменных состояния;

$u(t)$ – вектор управляющих воздействий;

$w(t)$ – вектор возмущающих воздействий;

$A(x)$, B , H – функциональные матрицы размерности $n \times n$, $n \times m$, $n \times \mu$ соответственно.

2) Дополним систему (1) дифференциальными уравнениями действующих на объект возмущений. В результате получим расширенную систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(x) + Bu(x) + Hw(t), \\ \dot{w}(t) &= Dw(t),\end{aligned}\tag{2}$$

где D – числовая матрица.

Постановка задачи: требуется синтезировать вектор управления $u(u_1, \dots, u_m)$ как функцию координат состояния системы (2), обеспечивающий перевод *изображающей точки (ИТ)* расширенного объекта из произвольного исходного состояния (в некоторой допустимой области) сначала на некоторые многообразия $\psi_s(x_1, \dots, x_n, w_1, \dots, w_\mu) = 0$, а затем в заданное состояние и подавляющий действующие возмущения. При этом на траекториях движения замкнутой системы достигается *минимум оптимизирующего функционала*

$$J = \int_0^{\infty} \left(\sum_{s=1}^m [T_s^2 \dot{\psi}_s^2(t) + \psi_s^2(t)] \right) dt,\tag{3}$$

а также должна гарантироваться асимптотическая устойчивость движения в некоторой области или в целом.

3) Введём параллельную совокупность инвариантных многообразий, число которых равно числу каналов управления:

$$\psi_s = x_k + \varphi_s(x_1, \dots, x_n, w_1, \dots, w_\mu) = 0, \quad s = 1, \dots, m.\tag{4}$$

Параллельная совокупность многообразий (4) должна удовлетворять решению системы функциональных уравнений

$$T_s \dot{\psi}_s(t) + \psi_s = 0, \quad s = 1, 2, \dots, m.\tag{5}$$

В соответствии с методом АКАР, под действием вектора "внешних" управлений $u(x)$ изображающая точка расширенной системы (2) попадает в окрестность пересечения многообразий $\psi_1 = 0, \dots, \psi_m = 0$. Движение ИТ вдоль пересечения многообразий к заданному положению в фазовом пространстве описывается уравнениями "внутренней" динамики:

$$\dot{x}_{i\psi}(t) = f_i(x_{1\psi}, \dots, x_{(n-m)\psi}, \varphi_1, \dots, \varphi_s), \quad i = 1, \dots, n - m,\tag{6}$$

где $f_i(x_{1\psi}, \dots, x_{(n-m)\psi}, \varphi_1, \dots, \varphi_s)$ – непрерывные и дифференцируемые функции.

Функции $\varphi_1, \dots, \varphi_s$ являются "внутренними" управлениями для декомпозированной системы (6) и обеспечивают желаемые динамические свойства при движении ИТ вдоль пересечения многообразий $\psi_1 = 0, \dots, \psi_m = 0$. Функция $\psi_s = 0$ сохраняет постоянное значение вдоль всякой траектории движения и является инвариантом. Размерность декомпозированной системы (6) равна

$(n - m)$, где m – размерность вектора управления. Она меньше размерности исходного пространства начальных условий, из которого ИТ начинает движение. Таким образом, под действием законов управления реализуется процесс сжатия фазового потока [3, 6, 7], который осуществляется до конечного желаемого инвариантного многообразия, то есть задаваемого инварианта системы. Число уровней декомпозиции определяется размерностью исходной модели объекта и количеством каналов управления.

4) Для конечной декомпозированной системы задается совокупность финишных инвариантных многообразий из условия решения технологической задачи управления – выполнения соответствующего набора инвариантов. "Внутренние управления" определяются из функциональных уравнений вида (5), с учётом уравнений (6) и финишных многообразий.

5) После нахождения всех "внутренних" управлений, в соответствии с методом АКАР из уравнений расширенной системы (2) находятся "внешние" управления.

Рассмотрим применение метода АКАР для синтеза базовых законов управления самолётом-носителем авиационно-космической системы.

3. Описание АКС

Авиационно-космическая система состоит из самолёта-носителя и расположенного на его верхней поверхности *разгонного блока (РБ) с воздушно-космическим самолётом (ВКС)* [8]. АКС предназначена для доставки на околоземную орбиту тяжелых космических аппаратов. При реализации "воздушно-го старта" самолёт-носитель используется в качестве базовой платформы для запуска разгонного блока с космическим самолётом. Доставка ВКС на орбиту состоит из подъема авиационно-космической системы на заданную высоту с достижением желаемой скорости, отделения РБ и ВКС от самолёта-носителя, разгона связки "РБ–ВКС" до заданной скорости, разделения РБ и ВКС, вывода ВКС на орбиту заданного радиуса. Рассмотрим синтез законов управления самолётом-носителем авиационно-космической системы на этапе подъема на заданную высоту.

4. Математическая модель

Как было описано ранее, в состав авиационно-космической системы входят несколько типов летательных аппаратов: самолёт-носитель; разгонный блок и воздушно-космический самолёт. При записи уравнений динамики движения самолёта-носителя необходимо учитывать особенности аэродинамической компоновки, тип и расположение двигателей, органов управления, а также взаимное влияние элементов авиационно-космической системы.

Для синтеза автопилотного закона воспользуемся моделью продольного движения летательного аппарата [9], представив её в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}(t) &= \sum_{j=1}^k P_j \cos \alpha - m_{CH} g \sin(\vartheta - \alpha) - X - \sum_{i=1}^n N_i \sin(\vartheta - \alpha); \\
 \dot{H}(t) &= V \cdot \sin(\vartheta - \alpha); \\
 mV\dot{\alpha}(t) &= mV\omega_z - \sum_{j=1}^k P_j \sin \alpha + m_{CH} g \cos(\vartheta - \alpha) - Y + \sum_{i=1}^n N_i \cos(\vartheta - \alpha); \\
 \dot{\omega}_z(t) &= \frac{1}{I_z} M_{za}; \quad \dot{\vartheta}(t) = \omega_z; \quad \dot{x}(t) = V \cos(\vartheta - \alpha),
 \end{aligned} \tag{7}$$

где $\sum_{j=1}^k P_j$ – суммарная сила тяги двигателей;

$\sum_{i=1}^n N_i$ – суммарная сила воздействия на самолёт-носитель со стороны РБ и ВКС;

j – порядковый номер двигателя;

i – порядковый номер опоры механизма крепления РБ к СН.

Сила аэродинамического сопротивления X ; подъемная аэродинамическая сила Y , момент тангажа M_{za} зависят от конфигурации ЛА и его расположения относительно набегающего потока:

$$X = c_x q S; \quad Y = c_y q S; \quad M_{za} = m_z q S b_a,$$

где c_x, c_y, m_z – безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и момента тангажа;

S – площадь крыла СН;

b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла СН;

q – скоростной напор, равный $q = \rho V^2 / 2$;

ρ – плотность воздуха.

С учётом особенностей компоновочной схемы самолёта-носителя выражения для коэффициентов c_x, c_y и m_z примут вид:

$$c_x = c_x(\alpha) + c_x^{\delta_e} \delta_e; \quad c_y = c_y(\alpha) + c_y^{\delta_e} \delta_e; \quad m_z = m_z(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + m_z^{\delta_e} \delta_e, \tag{8}$$

где $c_x^{\delta_e}, c_y^{\delta_e}, m_z^{\delta_e}$ – производные коэффициентов c_x, c_y и m_z по углу отклонения руля высоты;

$m_z^{\bar{\omega}_z}$ – производная коэффициента момента тангажа по относительной угловой скорости изменения угла тангажа $\bar{\omega}_z$, $\bar{\omega}_z = \frac{b_a \omega_z}{V_k}$;

δ_a – угол отклонения руля высоты.

Аэродинамическая модель (8) отражает свойства объекта управления в широком диапазоне углов атаки на дозвуковых скоростях полёта. С учётом приведённых выражений система уравнений (7) примет вид:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \sum_{j=1}^k P_j \frac{\cos \alpha}{m} - (m_{CH} g + \sum_{i=1}^n N_i) \frac{\sin(\vartheta - \alpha)}{m} - \frac{qS}{m} (c_x(\alpha) + c_x^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon); \\ \dot{H} &= V \cdot \sin(\vartheta - \alpha); \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \sum_{j=1}^k P_j \frac{\sin \alpha}{mV} + (m_{CH} g + \sum_{i=1}^n N_i) \frac{\cos(\vartheta - \alpha)}{mV} - \frac{qS}{mV} (c_y(\alpha) + c_y^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon); \\ \dot{\omega}_z &= \frac{qS b_a}{I_z} \left[m_z(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a \omega_z}{V} + m_z^{\delta_\epsilon} \delta_\epsilon \right]; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \quad \dot{x} = V \cos(\vartheta - \alpha), \end{aligned} \quad (9)$$

где m – масса АКС;

m_{CH} – масса СН;

V – линейная скорость полёта СН;

H – высота полёта;

α – угол атаки относительно строительной горизонтали СН;

ω_z – угловая скорость тангажа;

ϑ – угол тангажа;

I_z – осевой момент инерции АКС;

g – ускорение свободного падения;

x – продольное перемещение АКС.

Зависимости c_x, c_y, m_z от угла атаки α представляют собой суммы аэродинамических коэффициентов самолёта носителя $c_{xCH}(\alpha), c_{yCH}(\alpha), m_{zCH}(\alpha)$ и добавок от разгонного блока $\Delta c_{xRB}(\alpha), \Delta c_{yRB}(\alpha), \Delta m_{zRB}(\alpha)$ и воздушно-космического самолёта $\Delta c_{xBKC}(\alpha), \Delta c_{yBKC}(\alpha), \Delta m_{zBKC}(\alpha)$:

$$\begin{aligned} c_x(\alpha) &= c_{xCH}(\alpha) + \Delta c_{xRB}(\alpha) + \Delta c_{xBKC}(\alpha); \\ c_y(\alpha) &= c_{yCH}(\alpha) + \Delta c_{yRB}(\alpha) + \Delta c_{yBKC}(\alpha); \\ m_z(\alpha) &= m_{zCH}(\alpha) + \Delta m_{zRB}(\alpha) + \Delta m_{zBKC}(\alpha). \end{aligned} \quad (10)$$

Для синтеза законов базового управления запишем математическую модель (9) в переменных состояния:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1(t) &= \frac{u_2}{m} \cos(x_3) - (m_{CH}g + \sum_{i=1}^n N_i) \frac{\sin(x_5 - x_3)}{m} - \frac{qS}{m} (c_x(\alpha) + c_x^{\delta_6} u_1); \\ \dot{x}_2(t) &= x_1 \sin(x_5 - x_3); \\ \dot{x}_3(t) &= x_4 - \frac{u_2}{mx_1} \sin(x_3) + (m_{CH}g + \sum_{i=1}^n N_i) \frac{\cos(x_5 - x_3)}{mx_1} - \frac{qS}{mx_1} (c_y(\alpha) + c_y^{\delta_6} u_1); \\ \dot{x}_4(t) &= \frac{qSb_a}{I_z} \left[m_z(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a x_4}{x_1} + m_z^{\delta_6} u_1 \right]; \\ \dot{x}_5(t) &= x_4; \quad \dot{x}_6(t) = x_1 \cos(x_5 - x_3),\end{aligned}$$

где $x_1 = V$, $x_2 = H$, $x_3 = \alpha$, $x_4 = \omega_z$, $x_5 = \mathcal{G}$, $x_6 = x$ – переменные состояния;

$u_1 = \delta_6$; $u_2 = \sum_{j=1}^k P_j$ – управления;

$H = H^*$, $V = V^*$ – технологические инварианты.

5. Постановка задачи

Сформулируем задачу синтеза двухканального регулятора: требуется методом АКАР найти в аналитической форме вектор управления, как функцию координат состояния системы (11), который обеспечит подъем АКС на заданную высоту H^* (на которой произойдет разделение системы "РБ – ВКС" с самолётом-носителем), а также движение АКС с заданной скоростью V^* на этой высоте.

6. Синтез законов управления

Согласно синергетическому методу АКАР введём следующие макропеременные:

$$\psi_1 = x_1 - x_1^*; \quad \psi_2 = x_4 - \varphi_1, \quad (12)$$

где $x_1^* = V^*$ – технологический инвариант;

φ_1 – внутреннее управление.

Макропеременные (12) должны удовлетворять решению системы функциональных уравнений [7].

$$T_1 \cdot \dot{\psi}_1 + \psi_1 = 0; \quad T_2 \cdot \dot{\psi}_2 + \psi_2 = 0, \quad (13)$$

где T_1, T_2 – постоянные времени, влияющие на качество динамики процессов в замкнутой системе "объект–регулятор".

Условие асимптотической устойчивости в целом уравнений (13) относительно многообразий $\psi_1 = 0$, $\psi_2 = 0$ имеет вид: $T_1 > 0$, $T_2 > 0$.

На пересечении $\psi_{12} = 0$ инвариантных многообразий $\psi_1 = 0, \psi_2 = 0$ наблюдается эффект динамического "сжатия" фазового пространства, в результате чего декомпозированная система примет вид:

$$\dot{x}_2(t) = x_1^* \sin(x_5 - x_3); \quad \dot{x}_5(t) = \varphi_1; \quad (14)$$

Для декомпозированной системы (14) введём макропеременную ψ_3

$$\psi_3 = x_1^* \sin(x_5 - x_3) + x_2 - x_2^*, \quad (15)$$

где x_2^* – желаемое значение переменной, соответствующее поставленной цели управления $x_2^* = H^*$, то есть конечное условие.

Введённая макропеременная (15) должна удовлетворять решению функционального уравнения:

$$T_3 \cdot \dot{\psi}_3 + \psi_3 = 0, \quad (16)$$

где T_3 – постоянная времени, также влияющая на качество динамики процессов в замкнутой системе.

Совместное аналитическое решение уравнений (14)-(16) позволяет найти выражение для "внутреннего" управления φ_1 , в виде функции от переменных состояния x_2, x_3, x_5 , постоянной времени T_3 и желаемых значений параметров x_1^*, x_2^* :

$$\varphi_1 = -\left(1 + \frac{1}{T_3}\right) \operatorname{tg}(x_5 - x_3) - \frac{x_2 - x_2^*}{T_3 x_1^* \cos(x_5 - x_3)}. \quad (17)$$

Для нахождения внешних управлений u_1, u_2 необходимо совместно решить систему (13) функциональных уравнений метода АКАР с учётом полученного выражения для φ_1 , уравнений модели объекта (11) и макропеременных (12). Таким образом, в результате применения процедуры синергетического синтеза получен вектор внешних управлений $u(x)$, обеспечивающий желаемое движение замкнутой системы "объект управления – автопилот". Выражения для управляющих воздействий: угла отклонения руля высоты δ_a и тяги двигателей

$\sum_{j=1}^k P_j$ являются внешними управлениями и представляют собой функции, зависящие от переменных состояния системы. В аналитическом виде автопилотный закон управления рулем высоты может быть представлен в следующей форме:

$$u_1 = -\frac{A_1 \cos(x_5 - x_3) \cdot \sin(x_5 - x_3) + A_2 \sin(x_5 - x_3) + A_3 \cos(x_5 - x_3)}{A_5 \cos(x_5 - x_3)^2} - \frac{A_4}{A_5}, \quad (18)$$

где A_1 - A_5 описываются выражениями:

$$\begin{aligned} A_1 &= I_z x_1 (T_2 x_1 + x_1^* + T_3); & A_2 &= T_2 I_z x_1 x_4 (x_2 - x_2^*); & A_3 &= I_z x_1 (x_2 - x_2^*); \\ A_4 &= T_2 T_3 q S b_a x_1^* (b_a m_z^{\bar{\omega}_z} x_4 + m_z(\alpha) \cdot x_1) + T_3 I_z x_1 x_1^* x_4; & A_5 &= T_2 T_3 q S b_a m_z^{\delta_a} x_1 x_1^*. \end{aligned} \quad (19)$$

В результате алгебраических преобразований закон управления тягой двигателей примет вид:

$$u_2 = -\frac{(B_1 + B_2)\sin(x_5 - x_3) + B_3}{B_8 \cos(x_3)} - \frac{(B_4 \cos(x_5 - x_3) + B_5)\sin(x_5 - x_3) + B_6 \cos(x_5 - x_3) + B_7}{B_8 \cos(x_3)\cos(x_5 - x_3)^2}, \quad (20)$$

где B_1 - B_5 равны

$$\begin{aligned} B_1 &= T_1 T_2 T_3 q S b_a x_1^* (-c_x(\alpha) \cdot m_z^{\delta_e} x_1 + c_x^{\delta_e} b_a m_z^{\bar{\omega}_z} x_4 + c_x^{\delta_e} m_z(\alpha) \cdot x_1); \\ B_2 &= T_1 T_3 I_z c_x^{\delta_e} x_1 x_1^* x_4 + T_2 T_3 m b_a m_z^{\delta_e} (x_1^2 x_1^* - (x_1^*)^2 x_1); \\ B_3 &= -T_1 T_2 T_3 b_a m_z^{\delta_e} x_1^* x_1 (m_{CH} g + \sum_{i=1}^n N_i); \\ B_4 &= T_1 I_z c_x^{\delta_e} x_1 (T_2 x_1 + T_3 x_1^* + x_1^*); \quad B_5 = T_2 x_4 B_5; \quad B_6 = T_1 I_z c_x^{\delta_e} x_1 (x_2 - x_2^*); \\ B_7 &= T_1 T_2 I_z c_x^{\delta_e} x_1 x_1^* x_4 (T_3 + 1); \quad B_8 = T_1 T_2 T_3 b_a m_z^{\delta_e} x_1 x_1^*. \end{aligned} \quad (21)$$

После подстановки выражений для управляющих воздействий (18)-(21) в модель объекта управления (11) получим замкнутую нелинейную систему управления движением СН. Задав параметры регулятора и выбрав инварианты, получим систему, зависящую только от переменных состояния.

7. Моделирование

Исходные данные для моделирования

Инварианты: $H^* = 10000$ м – высота разделения системы "РБ – ВКС" с самолётом-носителем; $V^* = 800$ км/ч (222.2 м/с) – желаемая скорость, которую должен развить самолёт-носитель к моменту разделения.

Начальные условия: $V(0) = 100$ м/с; $H(0) = 400$ м; $\alpha(0) = 6$ град; $\omega_z(0) = 0$ град/с; $\vartheta(0) = 10$ град; $x(0) = 15000$ м.

Параметры регуляторов: $T_1 = 8$ с; $T_2 = T_3 = \left| \frac{x_2^* - x_2(0)}{20} \right|$ с.

Переходные процессы

Замкнутая нелинейная система дифференциальных уравнений (11), (18), (20) решена численно в программном комплексе Maple методом Рунге-Кутты 4-го порядка. Результаты численных исследований динамических свойств полученной замкнутой системы представлены на рис. 1-15.

На рис. 1-7 приведены переходные процессы изменения фазовых координат системы. Зависимости управляющих воздействий от времени интегрирования представлены на рис. 8-9. Из рис. 1 видно, что достигается требуемое значение скорости полёта самолёта-носителя авиационно-космической системы. Скорость изменения угловой координаты, описывающей ориентацию самолёта-носителя АКС относительно поперечной оси, затухает (рис. 7). Видно (рис. 2), что самолёт-носитель набирает требуемую высоту полёта или реализует заданное изменение высоты полёта в указанных пределах.

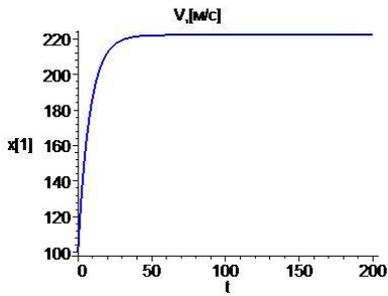


Рис. 1. Скорость полёта СН, м/с

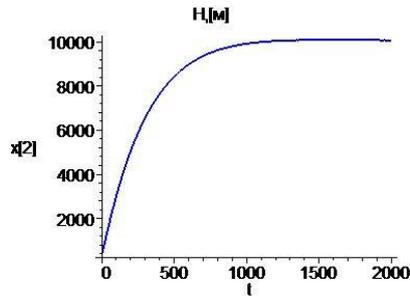


Рис. 2. Высота полёта СН, м

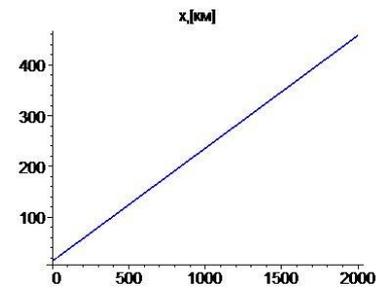


Рис. 3. Пройденный путь, км

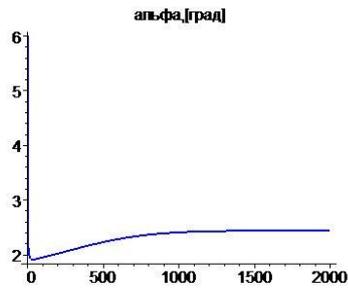


Рис. 4. Угол атаки, град

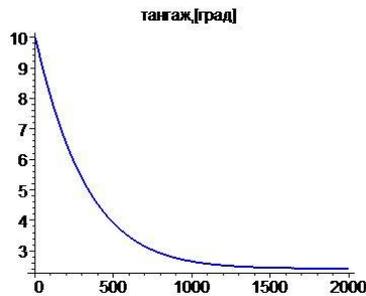


Рис. 5. Угол тангажа, град

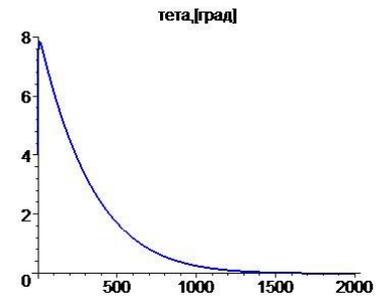


Рис. 6. Угол наклона траектории, град

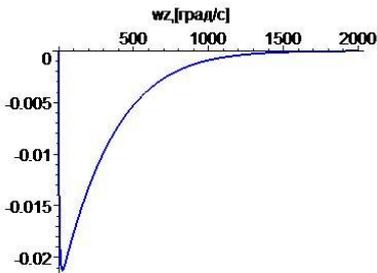


Рис. 7. Угловая скорость тангажа, град/с

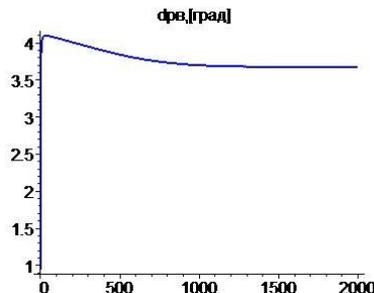


Рис. 8. Управление u_1 , град

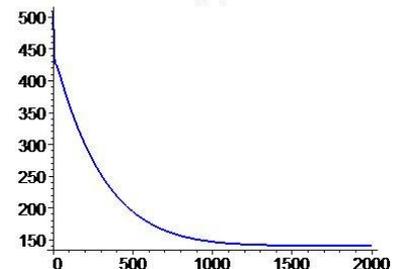


Рис. 9. Управление u_2 , тс

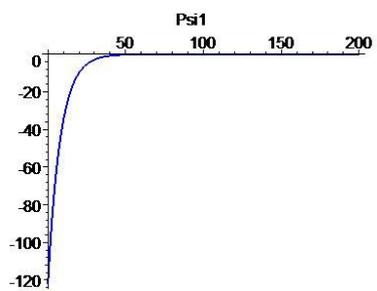


Рис. 10. Инвариантное многообразие ψ_1

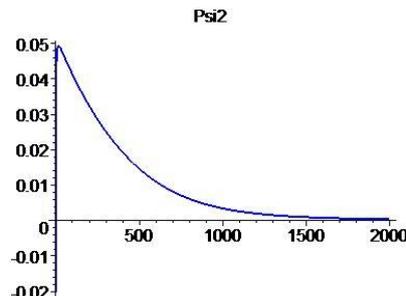


Рис. 11. Инвариантное многообразие ψ_2

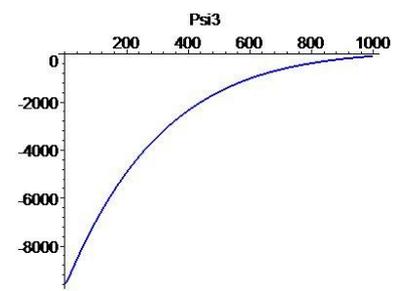


Рис. 12. Инвариантное многообразие ψ_3

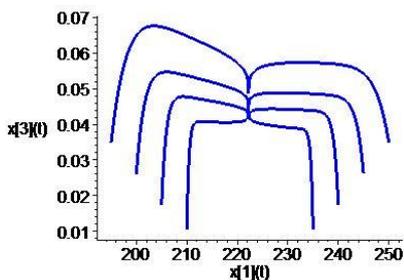


Рис. 13. Фазовый портрет, инвариант $x_1^* = 222$ м/с

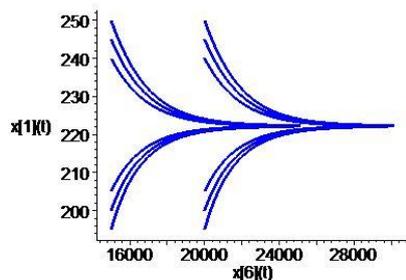


Рис. 14. Фазовый портрет, инвариант $x_1^* = 222$ м/с

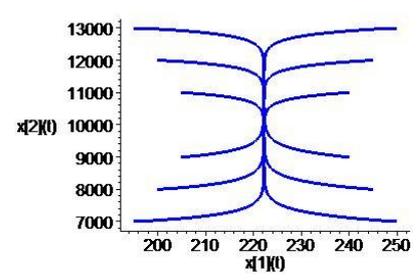


Рис. 15. Фазовый портрет, $x_1^* = 222$ м/с; $x_2^* = 10000$ м

На рис. 10-12 представлены переходные процессы для введённых инвариантных притягивающих многообразий. Видно, что с течением времени все многообразия стремятся к нулю. Фазовые портреты проекций фазовых траекторий изображающей точки системы на плоскости, образованные координатами состояния, изображены на рис. 13-15. В процедуре синтеза показано, что условие устойчивости синтезированной замкнутой системы управления движением СН АКС имеет вид (13). Результаты моделирования демонстрируют, что движение замкнутой системы асимптотически устойчиво во всей области фазового пространства при различных сочетаниях начальных условий координат состояния. Исключения составляют точки, в которых рассматриваемая математическая модель объекта не определена (при угле атаки $x_3 = \pi/2$). На рис. 13, 14 фазовые траектории притягиваются к аттрактору в виде линии – постоянному значению скорости полёта $x_1^* = 222,2 \text{ м/с}$. На рис. 15 траектории изображающей точки системы вначале притягиваются к аттрактору в виде линии $x_1^* = 222,2 \text{ м/с}$, а затем двигаются вдоль него и стягиваются в точку с координатами $x_1^* = 222,2 \text{ м/с}$, $x_2^* = 10000 \text{ м}$, то есть достигают желаемых значений скорости и высоты полёта.

8. Выводы

На основе синергетического подхода методом АКАР синтезированы законы управления самолётом-носителем авиационно-космической системы, обеспечивающие асимптотическую устойчивость замкнутой нелинейной системы "объект управления – регулятор" и реализующие поставленные цели управления. Предложенный метод синергетического синтеза управлений позволяет улучшить стратегию поведения самолёта-носителя при подъёме авиационно-космической системы на высоту разделения; уменьшить нагрузку на пилота при возникновении нештатных ситуаций, снизить негативное антропогенное воздействие на объект управления и повысить безопасность полётов.

Литература

1. *Авиакатастрофы* по фазам полёта. <http://www.ruwings.ru/safety/phase/>.
2. *Состояние* безопасности полётов в мире. Специальное издание ИКАО. <http://www.icao.int/safety/Documents>.
3. *Колесников А.А.* Синергетическая теория управления. М.: Энергоатомиздат, 1994.
4. *Справочник* по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 711 с.
5. *Веселов Г.Е.* Прикладная теория синергетического синтеза иерархических систем управления // Известия ТРТУ. Тематический выпуск. Прикладная синергетика и системный синтез. 2006. № 5. С. 67-78.
6. *Современная* прикладная теория управления. Ч. II: Синергетический подход в теории управления / Под ред. А.А. Колесникова. М., Таганрог: изд-во ТРТУ, 2000.
7. *Колесников А.А.* Аналитическое конструирование нелинейных агрегированных систем, асимптотически устойчивых в целом // Синтез алгоритмов сложных систем. Вып. 5. Таганрог: изд-во ТРТИ, 1984.
8. *Кобзев В. А., Фортинов Л.Г., Гломбинский Е.Н.* Комплексная система для запуска тяжёлых воздушно-космических самолётов многократного использования на околоземную орбиту, супертяжёлый реактивный самолёт-амфибия для неё (варианты) и способ осуществления запуска // Патент РФ № 2397922, приоритет от 30.07.2008 г.
9. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Аэродинамика самолёта: Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.