

УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ СИНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Д.А. Михалин

mikhailinda@bmstu.ru

Н.А. Чулин

nchulin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

При стремительно возрастающих требованиях к летательным аппаратам различного рода становится острой проблема синтеза соответствующих систем автоматического управления. Используемые на практике системы управления основаны на линеаризованном представлении динамики объекта управления, что допустимо лишь при удержании опорного режима, относительно которого данная операция проводится. При значительном изменении параметров полета на всем его протяжении (например, на активном участке у ракеты-носителя) замена нелинейной модели множеством линейных, например, с помощью метода замороженных коэффициентов, становится неэффективной. Рассмотрено применение метода аналитического конструирования агрегированных регуляторов для управления высотой полета и скоростью продольного движения летательного аппарата с нелинейной моделью динамики. Реализовано устойчивое движение в требуемые точки фазового пространства при значительном изменении переменных состояния объекта. Замкнутая система демонстрирует высокую грубость к изменениям аэродинамических характеристик летательного аппарата во всем диапазоне исследованных высот и чисел Маха. Каналы управления воздушной скоростью и высотой полета являются не конкурирующими, а согласованными и не приносят дополнительные возмущения в работу друг друга

Ключевые слова

Летательный аппарат, БПЛА, ракета-носитель, траекторное управление, нелинейное управление, синергетическая теория управления, метод АКАР

Поступила 15.01.2024

Принята 10.04.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. В настоящее время к летательным аппаратам различных классов предъявляют все более высокие требования. Например, основным требованием к современным истребителям является сверхманевренность

при высокой степени аэродинамической неустойчивости, а для баллистических ракет-носителей — высокая точность выведения в конце активного восходящего участка. В XX в. разработан и осуществлен успешный запуск орбитального корабля Буран в СССР. Использование многоразовых спускаемых аппаратов, способных свободно маневрировать в космическом пространстве и выполнять задачи различного назначения в течение длительного промежутка времени, очень привлекало советских конструкторов. С учетом развивающейся новой модели государственных взаимоотношений и ростом технического потенциала вполне возможно ожидать возврата к разработке многоразовых космических аппаратов. Несмотря на их кажущуюся экономическую невыгодность, послужившую причиной закрытия подобных исследовательских программ, в настоящее время вновь появились многократно используемые аппараты, например ступени ракет-носителей компании SpaceX, также продолжаются испытания космических челноков.

Цель настоящей работы — разработка грубой (относительно параметров движения летательного аппарата) системы управления, обеспечивающей качественное выполнение маневров в продольном канале. Рассмотрим орбитальный самолет, способный совершать движение при возврате в атмосферу Земли аэродинамическими средствами, т. е. создавать силы и моменты отклонением управляющих поверхностей. Как правило, используемые на практике системы автоматического управления основаны на методах линейной теории управления [1–4]. Для базовых режимов полета, которыми могут выступать взлет или полет, задается соответствующая программа движения, относительно которой проводится линеаризация системы нелинейных дифференциальных уравнений. Для полученной системы выполняется синтез системы управления [5, 6] применительно к исходному нелинейному объекту. При этом часть динамики, закономерно считающаяся пренебрежимо малой в малых окрестностях данных режимов, может оказать существенное влияние на движение объектов при изменении режимов, например при возрастании плотности слоев атмосферы или заметном изменении числа Маха.

В противопоставление методу замороженных коэффициентов, требующему многократного проведения линеаризации на множестве режимов полета, для синтеза системы управления используется нелинейный метод синергетической теории управления — метод аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), сочетающий в себе простоту аналитической процедуры и глобальную устойчивость замкнутой системы относительно целевого режима полета.

Математическое описание объекта и задачи управления. Рассмотрим продольное движение летательного аппарата, аэродинамическая компоновка которого выполнена по схеме «бесхвостка» (рис. 1, а). Пусть самолет совершает малые горизонтальные перемещения, тогда в качестве инерциальной системы отсчета можно рассматривать нормальную земную систему координат $OX_gY_gZ_g$. С аппаратом жестко связана подвижная система координат $OXYZ$, совпадающая с нормальной земной системой координат после завершения штатной посадки. Угловое положение аппарата в инерциальном пространстве нормальной земной системы координат описывается тремя углами Эйлера — Крылова: крена γ , тангажа ϑ и рыскания ψ (рис. 1, б).

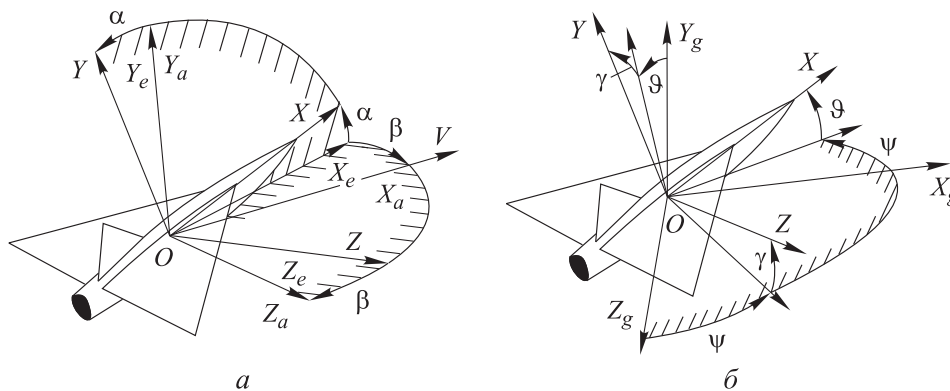


Рис. 1. Системы координат, используемые при описании движения летательного аппарата:

а — связанная и скоростная; б — связанная и нормальная

Движение аппарата объясняется сложным взаимодействием аппарата и его частей с окружающей средой. На основе принципа подобия по физическим моделям аппаратов устанавливают нелинейные зависимости аэродинамических сил и моментов, действующих на аппарат, относительно его положения в пространстве и конфигурации управляющих поверхностей. К механизации крыла относятся секции элевонов, создающих момент тангажа при синфазном отклонении и моменты крена и рыскания при дифференциальном отклонении. Целенаправленно момент рыскания создается отклонением руля направления, расположенного на вертикальном стабилизаторе (рис. 2). Уравнения сил или перегрузок, т. е. отношений сил к произведению массы m и ускорения свободного падения g , записываются в связанной системе в силу механизма их экспериментального определения. Их действие изменяет направление

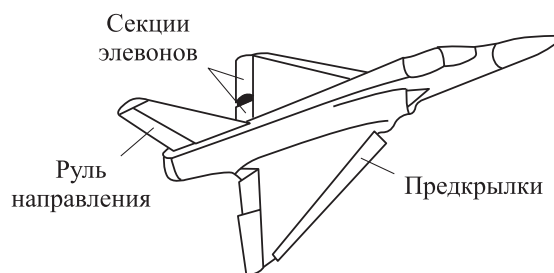


Рис. 2. Управляющие поверхности летательного аппарата

вектора воздушной скорости V , определяющего скоростную систему координат, ориентированную под углами атаки α и скольжения β относительно связанной (см. рис. 1, а).

Полагая затраты находящегося на борту топлива пренебрежимо малой величиной, можно зафиксировать массу аппарата и его тензор инерции, в частности, его осевой момент инерции J_{zz} относительно оси OZ . Параметр g также справедливо считать константой для малых высот полета: разность между гравитационным потенциалом на высоте 50 000 м и у поверхности Земли составляет порядка 1,5 %¹. Аппарат рассматривается как жесткое тело с вертикальной плоскостью симметрии OXY .

С учетом указанных допущений в нормальной земной системе координат продольное движение аппарата описывается следующей системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{x}_g &= V \cos(\vartheta - \alpha); \\ \dot{y}_g &= V \sin(\vartheta - \alpha); \\ \dot{V} &= g(n_x \cos \alpha - n_y \sin \alpha - \sin(\vartheta - \alpha)); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z}{J_{zz}}; \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \frac{g}{V}(n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha - \cos(\vartheta - \alpha)),\end{aligned}$$

где n_x и n_y — продольная и нормальная перегрузки; M_z — тангажный момент.

Перегрузки n_i , $i = \{y, x\}$ определяются по соответствующим им безразмерным коэффициентам c_i следующим образом:

¹ ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М., ИПК «Издание стандартов», 2004.

$$n_y = \frac{qSc_y(\alpha, M, y_g)}{mg};$$

$$n_x = \frac{P - qSc_x(\alpha, M, y_g)}{mg};$$

$$M_z = qSb_a(m_z^0(\alpha, \omega_z, M, y_g) + m_z^{\delta_v}(\alpha, M, y_g)\delta_v),$$

где $q = (\rho(y_g)V^2)/2$ — скоростной напор; S — характерная площадь; M — число Маха; P — тяга двигательной установки; b_a — средняя аэродинамическая хорда; δ_v — отклонение рулей высоты, таким образом именуемых здесь и далее элевонов, для подчеркивания исключительно продольного характера движения.

В выражении для момента первое слагаемое объединяет все нелинейные величины, не зависящие явным образом от положения руля высоты. Зависимость плотности атмосферы Земли от высоты $\rho = \rho(y_g)$ и скорости звука $a = a(y_g)$ являются известными функциями².

В практических применениях теории автоматического управления система управления часто выстраивается на основе непосредственного объекта управления, без учета исполнительных механизмов. Быстродействие системы управления должно быть достаточно велико для выполнения предъявляемых требований и достаточно мало для обеспечения возможности отработки управляющих сигналов неучтенными органами управления без потери устойчивости или заметного снижения качества управления.

В системе продольного движения летательного аппарата исполнительными органами являются двигательная установка и рули высоты, соответственно, управляющими параметрами — тяга и угол отклонения рулей. Возможности синтеза качественных систем без учета динамики исполнительных элементов показаны на примере электрогидравлических следящих приводов дроссельного регулирования — механических движителей управляющих поверхностей самолета.

В качестве примера достаточно рассмотреть линейную модель без учета нагрузки [7, 8], в которой входом является напряжение u , пропорциональное заданному положению рулей, а выходом — само положение:

$$T_{p.l}^2 \ddot{\delta}_v + 2\xi_{p.l} T_{p.l} \dot{\delta}_v + \delta_v = Ku, \quad (1)$$

где K — коэффициент усиления.

² ГОСТ Р 53460–2009. Глобальная справочная атмосфера для высот от 0 до 120 км для аэрокосмической практики. Параметры. М., Стандартинформ, 2011.

Объединяя упомянутые формульные зависимости, итоговую модель управляемого движения аппарата можно представить следующим образом:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_g &= V \cos(\vartheta - \alpha); \\
 \dot{y}_g &= V \sin(\vartheta - \alpha); \\
 \dot{V} &= g \left(\frac{P - qSc_x(\alpha, M, y_g)}{mg} \cos \alpha - \frac{qSc_y(\alpha, M, y_g)}{mg} \sin \alpha - \sin(\vartheta - \alpha) \right); \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\
 \dot{\omega}_z &= \frac{qSb_a \left(m_z^0(\alpha, \omega_z, M, y_g) + m_z^{\delta_b}(\alpha, M, y_g) \delta_b \right)}{J_{zz}}; \\
 \dot{\alpha} &= \omega_z - \frac{g}{V} \left(\frac{P - qSc_x(\alpha, M, y_g)}{mg} \sin \alpha + \frac{qSc_y(\alpha, M, y_g)}{mg} \cos \alpha - \cos(\vartheta - \alpha) \right); \\
 T_{p.п}^2 \ddot{\delta}_b + 2\xi_{p.п} T_{p.п} \dot{\delta}_b + \delta_b &= Ku.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Задачей управления является перевод объекта на серию заданных высот $y_g^* \in Y_g = \{5000, 10\,000, 6000, 3000, 6500\}$ м при одновременном отслеживании программно заданной скорости

$$V^*(t) = \begin{cases} V_0 + dVt, & V < V_{\max}; \\ V_{\max} = 800 \text{ м/с}, & \text{иначе.} \end{cases}$$

В начальный момент времени $\vartheta_0 = \alpha_0 = 3,42^\circ$, $V_0 = 166$ м/с, $\omega_z = 0$, $y_{g0} = 1500$ м, $P_0 = 5410$ кгс, $\delta_b = 1,33^\circ$.

Материалы и методы решения задач. В конце прошлого столетия начала развиваться теория синергетического управления, основанная на принципе самоорганизации динамических систем. Она постулирует возможность проведения направленной организации, приводящей систему в целевое состояние, естественным путем [9–12]. Развитый в синергетической теории метод АКАР предоставляет достаточно простую процедуру синтеза векторных регуляторов, обеспечивающих глобальную асимптотическую устойчивость замкнутых нелинейных систем. По своей сути метод АКАР является представителем семейства методов, основанных на использовании функций Ляпунова, и дает для скалярных случаев те же решения, что и бэкстеппинг [13–15]. Однако возможность синтеза координированных векторных систем и учет ограничений на ряд управлений и переменных состояний [16] выделяют метод АКАР среди других. В работах [17, 18]

демонстрируется применение синергетической теории управления к управлению летательным аппаратом, однако в них не раскрываются широкие возможности метода по сохранению качества управления в широких пределах высот или скоростей полета.

Процесс синтеза начинается с определения технологических инвариантных многообразий $\Psi_i \subset \Phi$, $i = \overline{1, m}$, в фазовом пространстве Φ , к которым стремится динамическая система, заданных с помощью агрегированных макропеременных $\Psi_i: \psi_i(x_1, \dots, x_n) = 0$, где $x = (x_1, \dots, x_n) \in \mathcal{R}^n$ — вектор состояния системы порядка n , по числу $m = \dim u$ доступных каналов управления $u \in U_m \subset \mathcal{R}^m$.

Выбор макропеременных имеет решающее значение для качества происходящих процессов, именно они объединяют и направляют (агрегируют) динамические свойства системы для достижения заданного состояния естественным образом. Если система невысокого порядка или описывающее ее дифференциальное уравнение имеет специальный вид, макропеременная, определяющая технологический инвариант, может быть определена за одну итерацию. Для сложных систем их выбор неочевиден, вследствие чего в каждой макропеременной, определяющей промежуточный вспомогательный инвариант, вводится внутреннее управление u_i^j , имеющее смысл входного сигнала для управляемого подобъекта, структурно выделяющегося после динамической декомпозиции исходного объекта управления при попадании на заданный вспомогательный инвариант.

Для каждой макропеременной назначается и решается функциональное уравнение, обеспечивающее асимптотическую устойчивость и требуемое качество процессов, например, апериодического вида,

$$T_i \dot{\psi}_i + \varphi_i(\psi_i) = 0, \quad (3)$$

где $\forall \psi_i \neq 0: \varphi_i(\psi_i) > 0$, $\varphi_i(\psi_i) = 0 \Leftrightarrow \psi_i = 0$.

Для систем и/или каналов управления, в которых выбор макропеременной реализует цель управления непосредственно, его решение даст искомый закон управления $u_i = u_i(x_1, \dots, x_{k-1}, x_k^*, x_{k+1}, \dots, x_n)$. В случае назначения макропеременной вспомогательного инварианта решение (3) позволит сформировать управление как функцию внутреннего управления первого уровня вложенности. Далее для выделенного подобъекта целиком повторяется описанная процедура до тех пор, пока последнее функцио-

нальное уравнение не установит отношение между внутренним управлением последнего уровня вложенности и целевым параметром $u_i^l = u_i^l(x_1, \dots, x_{k-1}, x_k^*, x_{k+1}, \dots, x_n)$. Последовательной обратной подстановкой u_i^l в u_i^{l-1} можно получить искомый закон управления.

Последовательное движение от одного инвариантного многообразия к другому с понижением динамического порядка в итоге переводит систему из произвольного начального положения в желаемое конечное. Фазовые траектории при наличии возмущений стягиваются к введенным аттракторам $\psi_i = 0$, сохраняя и используя все динамические свойства исходной нелинейной системы.

Результаты. Проведем процедуру синтеза синергетического управления методом АКАР для системы (2) без учета динамики исполнительного привода (1). Введем макропеременные ψ_1 и ψ_V , определяющие инвариантные многообразия первого шага агрегирования для каналов управления высотой и воздушной скоростью, а также функциональные уравнения над ними следующим образом:

$$\begin{aligned}\psi_1 &= \omega_z - u_1; \\ \psi_V &= V - V^*; \\ T_1 \dot{\psi}_1 + \psi_1 &= 0; \end{aligned} \quad (4)$$

$$T_V \dot{\psi}_V + \psi_V = 0. \quad (5)$$

Решение (5) в силу системы (2) без учета привода (1) определяет требуемый закон управления тягой:

$$P = c_x(\alpha, M, y_g) q S + mg \frac{n_y \sin \alpha + \sin(\vartheta - \alpha) + \frac{(V^* - V)/T_V + \dot{V}^*}{g}}{\cos \alpha}. \quad (6)$$

Решение (4) в силу той же системы дает следующую зависимость относительно введенного внутреннего управления u_1 :

$$\delta_B = \frac{\left(\frac{u_1 - \omega_z}{T_1} + \dot{u}_1 \right) \frac{J_{zz}}{q S b_a} - m_z^0(\alpha, \omega_z, M, y_g)}{m_z^{\delta_B}(\alpha, M, y_g)}. \quad (7)$$

По прошествии времени $\Delta t \approx 4 \max(T_1, T_V)$ система попадает на пересечение динамических инвариантов $\Psi_1 \cap \Psi_V$, на котором динамиче-

ские свойства системы описываются следующей редуцированной системой:

$$\begin{aligned}\dot{x}_g &= V^* \cos(\vartheta - \alpha); \\ \dot{y}_g &= V^* \sin(\vartheta - \alpha); \\ \dot{\vartheta} &= u_1.\end{aligned}\quad (8)$$

Для функционального уравнения $T_2 \dot{\psi}_2 + \psi_2 = 0$ над макропеременной второго шага агрегирования в канале управления высотой $\psi_2 = \vartheta - u_2$ находится решение для u_1 системы (8):

$$u_1 = \frac{u_2 - \vartheta}{T_2} + \dot{u}_2. \quad (9)$$

После попадания системы на пересечение многообразий $\Psi_1 \cap \Psi_2 \cap \Psi_V$ ее динамические свойства описываются системой дифференциальных уравнений второго порядка (10), позволяющей определить требуемый закон управления высотой из решения третьего функционального уравнения $T_3 \dot{\psi}_3 + \psi_3 = 0$ над макропеременной $\psi_3 = y_g - y_g^*$:

$$\begin{aligned}\dot{x}_g &= V^* \cos(u_2 - \alpha); \\ \dot{y}_g &= V^* \sin(u_2 - \alpha);\end{aligned}\quad (10)$$

$$u_2 = \alpha + \arcsin\left(\frac{y_g^* - y_g}{T_3 V^*}\right). \quad (11)$$

Дифференцированием (11) по времени и подстановкой в (9) определяют закон внутреннего управления u_1 в виде функции состояния объекта и желаемой высоты. Второе дифференцирование полученного результата и подстановка в (7) дают искомый закон управления в виде отклонения рулей высоты. В настоящей работе не приведено вследствие своей громоздкости.

Процессы изменения высоты и воздушной скорости, а также управляющие параметры приведены на рис. 3. В качестве параметров системы управления использовались значения $T_1 = 1,8$, $T_2 = 2,2$, $T_3 = 25$, $T_V = 10$, коррелирующие с физическими возможностями аппарата. Постоянные T_1 и T_2 , обычно не разделяемые в явном виде при классическом построении системы управления летательного аппарата, определяются скоростью быстрого, короткопериодического движения, описываемого при определенных допущениях колебательным звеном. Формируемое динамическое звено относительно большей постоянной T_2 контура тангажа

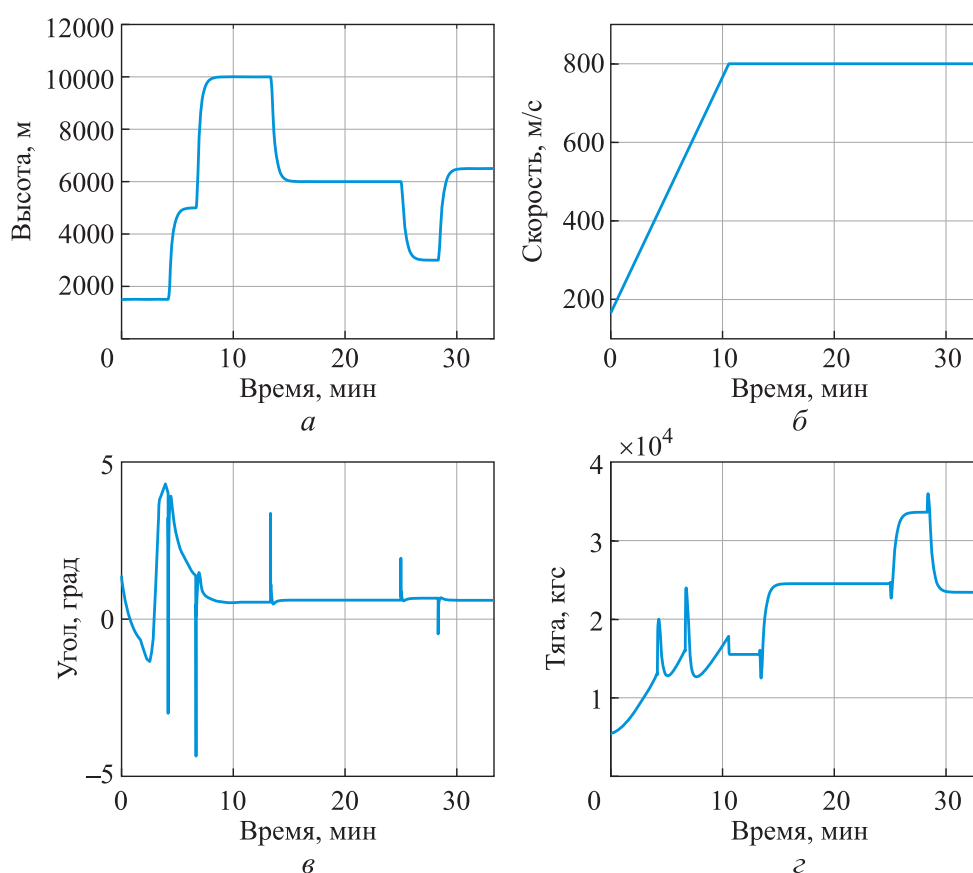


Рис. 3. Процессы изменения высоты (а), истинной воздушной скорости (б) и управляющих параметров: положения рулей высоты и тяги (в, г)

находят по часто используемому на практике коэффициенту относительного демпфирования, равному 0,9. Постоянные T_z и T_V определяются из скороподъемности и темпа изменения тяги двигательной установки.

Следовательно, единожды выбрав четыре параметра разработанного регулятора (следующих из назначенных функциональных уравнений над макропеременными), удалось получить высокое качество управления, сохраняющееся во всем диапазоне высот до 10 000 м на числах $M = 0,5\text{--}2,6$ в диапазоне скоростных напоров от 1500 до 29 600 кгс/(м $\cdot$ с²). Статическая ошибка в обоих каналах оказалась пренебрежимо малой по сравнению с входными задающими сигналами.

Обсуждение полученных результатов. Выражения для управления после первого шага агрегирования динамических свойств (6) и (7) могут быть ошибочно приняты за полную компенсацию нелинейных динамических свойств и навязывания желаемой линейной аperiodической

динамики согласно введенным функциональным уравнениям первого порядка, например [19], где для управления маневренным аппаратом используется метод обратной задачи динамики.

Фактически управление происходит с опорой на неотъемлемые нелинейные свойства объекта. Функциональные уравнения, линейные относительно макропеременных, являются нелинейными относительно переменных состояния, что выражается в итоговой сложности результирующего управления. Метод основан на использовании функций Ляпунова, в [20] дополнительно подчеркиваются преимущества в развиваемой грубости подобных систем, в отличие от метода компенсации нелинейностей. Таким образом, вполне закономерным является вопрос о грубости синтезированной системы, полностью опирающейся на известные данные об объекте управления.

Рассмотрим параметрическую неопределенность аэродинамических свойств планера, отражающую правдоподобные зависимости между «продувочной» аэродинамикой и истинной. Применяемые относительные возмущения величин, входящих в m_z^0 , c_y и другие параметры, следующие: $c_{y0}(\alpha) = -2,61 \%$; $c_y(M) = 6,34 \%$; $c_{y^{\delta_b}}(\alpha) = -3,72 \%$; $m_{z0}(M) = -6,35 \%$; $m_z^{c_y}(M) = 9,34 \%$; $m_z^{\delta_b}(\alpha) = 4,78 \%$; $m_z^{\omega_z}(\alpha) = -8,44 \%$. Динамические процессы при указанных параметрических возмущениях и отработке полетного задания приведены на рис. 4.

В целом можно судить о слабой зависимости вида переходных процессов относительно вариаций параметров системы. Статическая ошибка в конце каждого маневра по изменению высоты не сохраняла свой знак; итоговая составила 65 м. Ошибка отработки воздушной скорости оказалась пренебрежимо малой, связанной с механизмом численного решения системы дифференциальных уравнений.

Рассмотрим совместную структурную и параметрическую неопределенности объекта управления, включив в модель его динамики описанный ранее рулевой привод (1), не учтенный в методе АКАР формирования управления. Параметры привода подбираются, исходя из стремления минимизировать влияние на динамику замкнутой системы с исходной аэродинамикой самолета. При типовом для электрогидравлических приводов с дроссельным регулированием значении колебательности $\xi_{p,л} = 0,6$ постоянной времени $T_{p,л} = 0,021$ достаточно для пропуска большей части энергетического спектра предлагаемого управления $u \equiv \delta_b$ без его дополнительного усиления $K = 1$. Сколь угодно заметного влияния на вы-

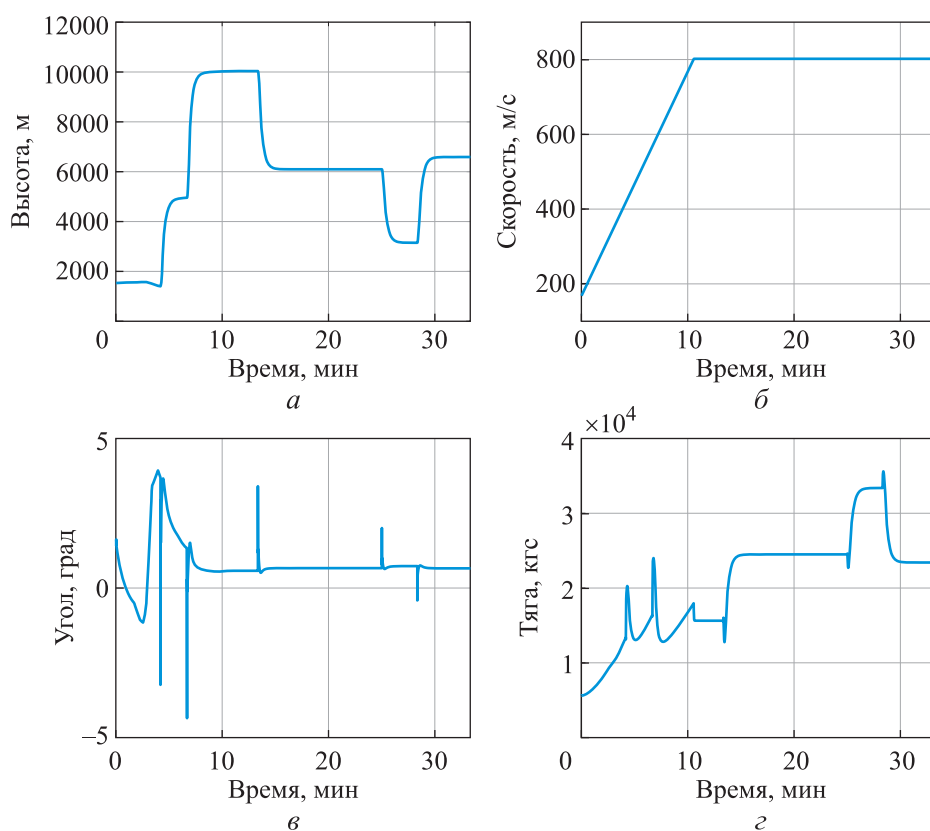


Рис. 4. Динамические процессы при отработке полетного задания и несоответствии значений характеристик, используемых для синтеза управления, и действительных аэродинамических характеристик (а–г — см. рис. 3)

ходные характеристики при включении в модель подобного привода не было обнаружено.

Изменение аэродинамических характеристик в системе с рулевым приводом привело к заметному снижению качества управления вплоть до потери устойчивости замкнутой системой. Это объясняется тем, что при измененных аэродинамических коэффициентах замкнутая система «система управления–измененная аэродинамика–рулевой привод» оказывается неустойчивой. Однако динамических возможностей привода остается достаточно для обслуживания новых аэродинамических аппаратов: при учете новых параметров в законе управления система оказывается работоспособной. Таким образом, в зависимости от располагаемых возможностей для обеспечения грубости системы к структурным изменениям в условиях параметрической неопределенности следует либо повторно синтезировать управление, учитывая добавляемые динамические подсистемы, либо

назначать достаточно высокое быстродействие для дополнительно встраиваемых систем. С инженерной точки зрения исходный привод с $T_{p.л} = 0,021$ выбран некорректно, как раз из-за недостаточного быстродействия для допустимых вариаций аэродинамики аппарата. Выходные зависимости для решения поставленной задачи при отработке полетного задания приведены на рис. 5.

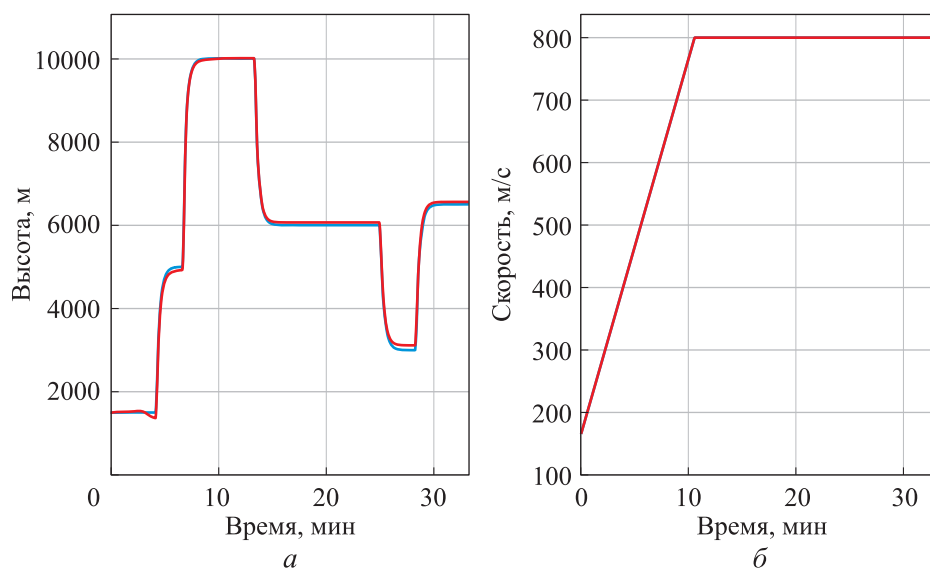


Рис. 5. Выходные зависимости высоты (а) и скорости (б) от времени при отработке полетного задания и несоответствии значений характеристик, используемых для синтеза управления, и действительных аэродинамических характеристик при наличии рулевого привода в системе:

— процессы в системе при управлении, учитывающем численные изменения аэродинамических параметров; — процессы в системе при понижении собственной постоянной времени привода до $T_{p.л} = 0,015$ без учета измененных аэродинамических параметров в законе управления

Заключение. Приведенный способ нелинейного управления позволяет добиться высокого качества во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот для конкретного летательного аппарата. Реализовано устойчивое в целом движение к заданному состоянию. Замкнутая система показала достаточную грубость при типовой для решения инженерных задач 10%-ной неопределенности параметров объекта управления. Относительно совместных структурных и параметрических неопределенностей объекта управления метод проявляет определенную чувствительность, вызванную, скорее, механизмом взаимодействия системы управления с системой с измененными параметрами. Эти изменения могли произойти в лучшую

сторону, что упростило бы выполнение задачи управления, но не гарантировало общую работоспособность. Сохранение качества работы в худшем случае, т. е. когда изменение параметров объекта требует более высоких скоростей отклонения управляющих поверхностей, будет гарантировать сохранение качества и на остальных режимах. Добиться этого сохранения можно рациональным назначением исполнительного органа, заведомо учитывающего возможные допуски на аэродинамические характеристики.

Возможным недостатком метода АКАР является его повышенная вычислительная сложность вследствие необходимости проведения большого числа операций над переменными состояниями. Однако на фоне растущей мощности вычислительных средств и эффективности алгоритмов и структур данных этот недостаток может быть устранен со временем.

В настоящей работе не затронуты несколько вопросов, связанных с противодействием внешним возмущающим факторам, например порывам ветра, а также учет ограничений на управления и переменные состояния. На графиках изменения отклонения рулей высоты процессы происходят достаточно быстро, что может не соответствовать физическим возможностям привода. Это объясняется выбранными значениями постоянных времени, в частности, T_2 и T_3 , с увеличением которых классически повышаются быстродействие и энергетические затраты, а статическая ошибка — уменьшается. Тем не менее метод позволяет и учесть возмущающие факторы, предварительно расширив фазовое пространство системы перед его сжатием при движении к заданным многообразиям, т. е. предоставляя дополнительные фазовые траектории, направленные к целевой точке, и ограничить ряд переменных состояний выбором функционального уравнения специального вида. Оба вопроса исследуются авторами для развития системы управления пространственным движением самолета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Баженов С.Г. Основы динамики полета. М., ФИЗМАТЛИТ, 2021.
- [2] Гуткин Л.С., Борисов Ю.П., Валуев А.А. и др. Радиоуправление реактивными снарядами и космическими аппаратами. М., Советское радио, 1968.
- [3] Бюшгенс Г.С., ред. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. М., ЦАГИ, Пекин, Авиаиздательство КНР, 1995.
- [4] Петров В.П., Сочивко А.А. Управление ракетами. М., Воениздат, 1963.
- [5] Lapin A.V., Zubov N.E. Minimization of control signals at stabilizing spatial motion of a maneuverable aircraft. *RusAutoCon*, 2020, pp. 202–208.
DOI: <https://doi.org/10.1109/RusAutoCon49822.2020.9208159>

- [6] Khalid A., Zeb K., Haider A. Conventional PID, adaptive PID and sliding mode controllers design for aircraft pitch control. *ICEET*, 2019, pp. 1–6.
DOI: <https://doi.org/10.1109/CEET1.2019.8711871>
- [7] Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. М., Воениздат, 2007.
- [8] Гамынин Н.С. Гидравлический привод систем управления. М., Машиностроение, 1972.
- [9] Колесников А.А. Синергетические методы управления сложными системами: теория системного синтеза. М., URSS, 2019.
- [10] Колесников А.А., Колесников Ал.А., Кузьменко А.А. Методы АКАР и АКОР в задачах синтеза нелинейных систем управления. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2016, т. 17, № 10, с. 657–669. DOI: <http://doi.org/10.17587/mau.17.657-669>
- [11] Колесников А.А. Метод синергетического управления самоорганизующимися нелинейными колебательными системами. *Известия ЮФУ. Технические науки*, 2015, № 5, с. 231–242. EDN: UDUZOH
- [12] Колесников А.А., ред. Синергетические методы управления сложными системами. М., URSS, 2019.
- [13] Byrnes C.L., Isidori A. New results and examples in nonlinear feedback stabilization. *Syst. Contr. Lett.*, 1989, vol. 12, no. 5, pp. 437–442.
DOI: [http://doi.org/10.1016/0167-6911\(89\)90080-7](http://doi.org/10.1016/0167-6911(89)90080-7)
- [14] Kokotovich P.V., Sussman H.J. A positive real condition for global stabilization on nonlinear systems. *Syst. Contr. Lett.*, 1989, vol. 13, pp. 125–134.
DOI: [http://doi.org/10.1016/0167-6911\(89\)90029-7](http://doi.org/10.1016/0167-6911(89)90029-7)
- [15] Дружинина М.В., Никифоров О.В., Фрадков А.Л. Методы адаптивного управления нелинейными объектами по выходу. *Автоматика и телемеханика*, 1996, № 2, с. 3–33.
- [16] Колесников А.А. Аналитическое конструирование нелинейных агрегированных регуляторов по заданной совокупности инвариантных многообразий. III. Учет ограничений. *Известия высших учебных заведений. Электромеханика*, 1989, № 12, с. 55–65. EDN: ZDZHEF
- [17] Veselov G.E., Ingabire A. Synergetic synthesis of control of longitudinal flight dynamics of UAV in the presence of wind disturbances with input constraints. *ICCAD*, 2020, pp. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICCAD49821.2020.9260535>
- [18] Kreerenko O.D., Kreerenko E.S. Synthesis of control laws of aerospace system based on a synergistic approach. *ICAS*, 2016.
URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0183_paper.pdf (дата обращения: 15.06.2024).
- [19] Jia Q., Zhang W., Shi J., et al. Maneuverable aircraft flight control using nonlinear dynamic inversion. *ICCAAS*, 2018, pp. 1513–1518.
- [20] Zhang R., Zhang J., Yu H. Review of modeling and control in UAV autonomous maneuvering flight. *IEEE ICMA*, 2018, pp. 1920–1925.
DOI: <https://doi.org/10.1109/ICMA.2018.8484542>

Михалин Дмитрий Алексеевич — аспирант, ассистент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Чулин Николай Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Михалин Д.А., Чулин Н.А. Управление траекторным движением летательного аппарата на основе синергетического подхода. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2024, № 4 (149), с. 110–127. EDN: ZPUPFY

**AIRCRAFT TRAJECTORY MOTION CONTROL BASED
ON THE SYNERGETIC CONTROL APPROACH**

D.A. Mikhailin

mikhailinda@bmstu.ru

N.A. Chulin

nchulin@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

With the rapidly increasing requirements for the flying vehicles of various design, the problem of synthesizing the corresponding automatic control systems is becoming of utmost importance. Control systems used in practice are based on linearized representation of the control object dynamics that is permissible only in maintaining the reference mode relative to the operation mode. With significant alteration in flight parameters throughout its duration (for example, a launch vehicle in the active phase), replacing the nonlinear model with a set of linear ones, for example, with the “frozen coefficients” method, becomes ineffective. The paper considers application of the analytical design method for the aggregated regulators in controlling flight altitude and longitudinal speed of a flying vehicle with the nonlinear dynamics model. Stable motion to the phase space required points is implemented with alteration in the other object state variables. The closed system demonstrates its high roughness to alteration in the flying vehicle aerodynamic parameters in the entire range of the studied altitudes and the Mach numbers. The air velocity and altitude control channels are not competing, but coordinating. They are not introducing additional disturbances into each other operation

Keywords

Flying vehicle, UAV, launch vehicle, trajectory control, nonlinear control, synergetic control theory, ACAR

Received 15.01.2024

Accepted 10.04.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Bazhenov S.G. *Osnovy dinamiki poleta* [Fundamentals of flight dynamics]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2021.
- [2] Gutkin L.S., Borisov Yu.P., Valuev A.A., et al. *Radioupravlenie reaktivnymi snaryadami i kosmicheskimi apparatami* [Radio control of rockets and spacecraft]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1968.
- [3] Byushgens G.S., ed. *Aerodinamika i dinamika poleta magistralnykh samoletov* [Aerodynamics and flight dynamics of long-haul aircraft]. Moscow, TsAGI Publ., Pekin, Aviaizdatelstvo KNR Publ., 1995.
- [4] Petrov V.P., Sochivko A.A. *Upravlenie raketami* [Missile control]. Moscow, Voenizdat Publ., 1963.
- [5] Lapin A.V., Zubov N.E. Minimization of control signals at stabilizing spatial motion of a maneuverable aircraft. *RusAutoCon*, 2020, pp. 202–208.
DOI: <https://doi.org/10.1109/RusAutoCon49822.2020.9208159>
- [6] Khalid A., Zeb K., Haider A. Conventional PID, adaptive PID and sliding mode controllers design for aircraft pitch control. *ICEET*, 2019, pp. 1–6,
DOI: <https://doi.org/10.1109/CEET1.2019.8711871>
- [7] Obolenskiy Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* [Flight control of maneuverable aircraft]. Moscow, Voenizdat Publ., 2007.
- [8] Gamynin N.S. *Gidravlicheskiy privod sistem upravleniya* [Hydraulic drive of control systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972.
- [9] Kolesnikov A.A. *Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami: teoriya sistemnogo sinteza* [Synergetic methods of complex systems control. System synthesis theory]. Moscow, URSS Publ., 2019.
- [10] Kolesnikov A.A., Kolesnikov A.I., Kuzmenko A.A. The ADAR method and theory of optimal control in the problems of synthesis of nonlinear control systems. *Me-khatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 10, pp. 657–669 (in Russ.).
DOI: <http://doi.org/10.17587/mau.17.657-669>
- [11] Kolesnikov A.A. Method of synergetic control of self-organizing nonlinear oscillation system. *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFEDU. Engineering Sciences], 2015, no. 5, pp. 231–242 (in Russ.). EDN: UDUZOH
- [12] Kolesnikov A.A., ed. *Sinergeticheskie metody upravleniya slozhnymi sistemami* [Synergetic methods for controlling complex systems: Mechanical and electromechanical systems]. Moscow, URSS Publ., 2019.
- [13] Byrnes C.L., Isidori A. New results and examples in nonlinear feedback stabilization. *Syst. Contr. Lett.*, 1989, vol. 12, no. 5, pp. 437–442.
DOI: [http://doi.org/10.1016/0167-6911\(89\)90080-7](http://doi.org/10.1016/0167-6911(89)90080-7)
- [14] Kokotovich P.V., Sussman H.J. A positive real condition for global stabilization on nonlinear systems. *Syst. Contr. Lett.*, 1989, vol. 13, pp. 125–134.
DOI: [http://doi.org/10.1016/0167-6911\(89\)90029-7](http://doi.org/10.1016/0167-6911(89)90029-7)

- [15] Druzhinina M.V., Nikiforov O.V., Fradkov A.L. Methods for adaptive control of nonlinear objects by output. *Avtomatika i telemekhanika*, 1996, no. 2, pp. 3–33 (in Russ.).
- [16] Kolesnikov A.A. Analytical design of nonlinear aggregated controllers for a given set of invariant manifolds. III. Accounting for constraints. *Elektromekhanika* [Russian Electromechanics], 1989, no. 12, pp. 55–65 (in Russ.). EDN: ZDZHEF
- [17] Veselov G.E., Ingabire A. Synergetic synthesis of control of longitudinal flight dynamics of UAV in the presence of wind disturbances with input constraints. *ICCAD*, 2020, pp. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICCAD49821.2020.9260535>
- [18] Kreerenko O.D., Kreerenko E.S. Synthesis of control laws of aerospace system based on a synergistic approach. *ICAS*, 2016.
Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0183_paper.pdf (accessed: 15.06.2024).
- [19] Jia Q., Zhang W., Shi J., et al. Maneuverable aircraft flight control using nonlinear dynamic inversion. *ICCAS*, 2018, pp. 1513–1518.
- [20] Zhang R., Zhang J., Yu H. Review of modeling and control in UAV autonomous maneuvering flight. *IEEE ICMA*, 2018, pp. 1920–1925.
DOI: <https://doi.org/10.1109/ICMA.2018.8484542>

Mikhailin D.A. — Post-Graduate Student, Assistant, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Chulin N.A. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Mikhailin D.A., Chulin N.A. Aircraft trajectory motion control based on the synergetic control approach. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2024, no. 4 (149), pp. 110–127 (in Russ.).
EDN: ZPUPFY