

References:

1. Gorbunov V.P. Principles and methodology of business modeling. Quality and Life. *Academy of Quality Problems*. Moscow, 2018, No. 2. pp. 28–35.
2. Rui Marques. The Future of Airline Business Models: Which Will Win?. *Luis Guido Carlo University*. June, 2015.
3. Rosenstein David E., «The Changing Low-Cost Airline Model: An Analysis of Spirit Airlines». *Aviation Technology Graduate Student Publications*. 2013. Paper 19. Available at: <http://docs.lib.purdue.edu/atgrads/19>.
4. Maik Huettinger, Benas Adomavičius. A Framework for Assessing the Low-Fare Model in the Airline Industry. *Ekonomika*, 2011, Volume 90(1).
5. Rohafiz Sabar. An Evaluation of the Provision of Terminal Facilities for the Design of Low Cost Airport Terminals. *Cransfield University*. January, 2009.
6. Wang Tsui, Liang and Fu Traffic volume changes; Route entry; Low-cost carriers; *Hong Kong Institute Of Transport And Logistics Studies*. January, 2016.
7. Ebbes P. Instrumental variables and endogeneity: non-technical review. *The Quantile*. No. 2, March, 2007.
8. Oriol Lordan. Study of the Full-Service and Low-Cost Carriers Network Configuration. *Journal of Industrial Engineering and Management*. Available at: <http://dx.doi.org/10.3926/jiem.1191>.
9. Randall Whyte, Gui Lohmann. The carrier-within-a-carrier strategy: An analysis of Jetstar. *Journal of Air Transport Management*. No. 42, 2015. pp. 141–148.
10. Kuzmin S.S. Incrementalism as a strategic response to the uncertainty of the external environment. *Issues of economics and law*. No. 3, 2015.
11. Andrija Vidović, Igor Štimac, Damir Vince. Development of Business Models of Low-Cost Airlines. *International Journal for Traffic and Transport Engineering*. No. 3(1), 2013, pp. 69–81.
12. Md. Atiqur Rahman Sarker, Chowdhury Golam Hossan and Laila Zaman. Sustainability and Growth of Low Cost Airlines: An Industry Analysis in Global Perspective. *American Journal of Business and Management*. Volume 1, No. 3, 2012, pp. 162–171.
13. The Barrier and Solution of the Development of Low-cost Air Transportation. Available at: <http://www.icao.int/meetings/regional-symposia/lcc-china2013/documents/presentations/3.02.pdf>.
14. Thomas C. Sorensen. An analysis of the European low fare airline industry – with focus on Ryanair. *Aarhus School of Business*. September, 2005. Available at: <http://pure.au.dk/portal/files/2049/000139957-139957.pdf>.
15. Lohmann G., Koo, T.T.R. The airline business model spectrum. *J. Air Transportation Manag.* No. 31, 2013. pp. 7–9.
16. Mason K.J., Morrison, W.G., Towards a means of consistently comparing airline business models with an application to the 'low cost' airline sector. *Research in Transportation Economics*. No. 24, 2008. pp.75–84.
17. Igor Štimac, Damir Vince, Andrija Vidović. *Effect of Economic Crisis on the Changes of Low-Cost Carriers Business Models*.
18. Rosário Macário, José M. Viegas, Vasco Reis. *Impact of low cost operation in the development of airports and local economies*.
19. Xavier Fageda, Pere Suau-Sanchez, Keith J. Mason. The evolving low-cost business model: Network implications of fare bundling and connecting flights in Europe. *Journal of Air Transport Management*. No. 42, 2015, pp. 289–296.
20. Gorbunov V.P. Analythis of the Prospects for the Development of Low-budget Airlines in the Current Conditions of the Russian Air Transport Systems. *Quality and Life*. 2018, No. 1. pp. 60–65.
21. Gorbunov V.P. Long-haul transportation is a promising business model for low-budget airlines. *Aviasoyuz*. No. 6, 2016, pp. 18–19.
22. Gorbunov V.P. Nordavia: a look into the future. *Aviasoyuz*. 2016, No. 3/4. pp. 38–40.

Особенности качественного управления процессом разделения летательных аппаратов – синергетический подход

О.Д. Крееренко

к.т.н., доцент, кафедра 109Б Московского
авиационного института (НИУ);
Ростовская область, г. Таганрог

e-mail: olgadm@yandex.ru

Е.С. Крееренко

Южный Федеральный Университет;
Ростовская область, г. Таганрог

Аннотация. В статье представлен синтез стратегий управления процессом разделения ступеней авиационно-космического комплекса (АКК) с верхним расположением разгонного блока (РБ) на самолете-носителе (СН) при одновременном разрыве всех связей между ними. Рассмотрены вопросы повышения качества процесса управления АКК на этапе разделения ступеней посредством применения синергетических методов управления. Разработаны математические модели РБ и СН с учетом силового и аэродинамического взаимодействия между ними. Получены выражения, определяющие зависимость сил и моментов сил реакций в узлах связи от аэродинамических и массово-инерционных характеристик РБ и СН. Показано, что учет естественных свойств



объектов позволяет получить системы управления, обеспечивающие качественное безударное разделение летательных аппаратов, а также создание для разгонного блока условий, позволяющих ему совершать автономный полет после разделения с набором высоты.

Ключевые слова: авиационно-космический комплекс, синтез законов управления, метод АКАР, разгонный блок, самолет-носитель, разделение летательных аппаратов.

Введение

Задача разделения ступеней авиационно-космического комплекса (АКК) при верхнем расположении разгонного блока (РБ) на самолете-носителе (СН) является одной из наиболее актуальных задач для практики освоения космического пространства. Проблеме изучения особенностей процесса разделения летательных аппаратов (ЛА) при верхнем расположении РБ посвящен целый ряд исследований зарубежных ученых и инженеров [1–6]. В основном работы посвящены определению сил реакций в узлах крепления РБ к СН при их совместном полете в составе АКК, а также определению траекторий движения разделившихся ЛА с учетом эффекта интерференции от двух близко расположенных транспортных средств. В СССР целый ряд исследований был проведен при разработке системы отделения орбитального корабля «Буран» от ракеты-носителя [7]. Учеными и инженерами ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского выполнены работы по определению особенностей процесса разделения ЛА вблизи момента разрыва связей, определению нагрузок в узлах в момент разрыва механических связей при разделении, моделированию процесса отделения летательных аппаратов при различных начальных условиях (углах атаки и угловой скорости тангажа), определению безударных областей полета [8–13]. Однако следует отметить, что в публикациях, имеющих открытый доступ, не удалось найти подробные математические модели разделяющихся ЛА, а именно выражения для сил реакций. Как правило, они приведены в общем, векторном, виде или записаны в кватернионах, а при этом для инженера «теряется» физический смысл входящих в уравнения движения величин.

При решении задачи разделения ступеней разработки, как правило, сталкиваются с двумя техническими проблемами. Первая – необходимо обеспечить стартующему летательному аппарату такие условия полета, чтобы после момента разделения он мог совершать автономный полет с набором высоты. Вторая – необходимо исключить соударение разделяющихся летательных аппаратов в момент разрыва механических связей между ними. Траектории разделяющихся ЛА должны быть построены таким образом, чтобы сразу после момента разделе-

ния СН отводился вниз от разгонного блока с разгоном до заданной скорости, а РБ совершал полет с набором высоты и отставанием по отношению к СН. Тогда при запуске двигателей разгонного блока на безопасном расстоянии исключается попадание СН в реактивную струю разогретых газов от двигателей РБ. Действенным вкладом в решение этих проблем, снижение риска неуправляемого развития нештатной ситуации, повышение безопасности полетов и качества управления является разработка и внедрение систем автоматического управления.

Рассмотрим трехступенчатый АКК, состоящий из СН, расположенного на его верхней поверхности РБ и воздушно-космического самолета (ВКС) [14]. Авиационно-космический комплекс, как объект управления (ОУ), – сложная многоуровневая нелинейная динамическая система, состоящая из нескольких подсистем. Для эффективного и качественного управления такой системой не пригодны методы, базирующиеся на линейных подходах классической теории управления. Улучшить качество управления, с учетом естественных свойств ОУ, возможно путем применения синергетических методов синтеза законов управления. Одним из таких методов является метод аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), разработанный профессором Колесниковым А.А. Метод АКАР базируется на положениях синергетической теории управления, основным из которых является формирование в фазовом пространстве управляемых объектов некоторых притягивающих множеств – инвариантных многообразий (ИМ). К ним устремляются все фазовые траектории изображающих точек замкнутой системы «объект – регулятор», независимо от начальных условий интегрирования. Метод АКАР позволяет учесть такие свойства ОУ, как нелинейность, многомерность, многосвязность [15–18]. Рассмотрим использование метода АКАР для синтеза законов управления АКК.

Математическая модель объекта

Для синтеза выбрана нелинейная математическая модель продольного движения летательного аппарата, записанная в полусвязанной системе координат [19]. Математическая модель АКК состоит из модели СН, модели РБ (с ВКС), а также модели силового взаимодействия между ними.

Уравнения продольного движения СН: (1).

Уравнения продольного движения РБ: (2).

Выражения для сил реакций в узлах связи между СН и РБ: (3).

Представим математическую модель (1–3) в переменных состояния, предварительно подставив выражения для аэродинамических сил, действующих на СН, X и Y (4).

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{P \cos \alpha}{m} - g \sin(\vartheta - \alpha) + \frac{(N_{yNose} + N_{yMain}) \sin \alpha + A_x \cos \alpha - qS(c_x(\alpha) + c_x^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + k_{in1} \Delta c_{xin})}{m}; \\ \dot{H} &= V \cdot \sin(\vartheta - \alpha); \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \frac{P \sin \alpha}{mV} + g \frac{\cos(\vartheta - \alpha)}{V} + \frac{(N_{yNose} + N_{yMain}) \cos \alpha - A_x \sin \alpha - qS(c_y(\alpha) + c_y^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + k_{in2} \Delta c_{yin})}{m}; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{qSb_a}{I_z} \left(m_z(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a \omega_z}{V} + m_z^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + k_{in3} \Delta m_{zin} \right) + \frac{1}{I_z} (N_{yNose} h_{xNose} + N_{yMain} h_{xMain} - A_x h_{yMain}); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \dot{x} &= V \cdot \cos(\vartheta - \alpha); \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_{RB} &= \frac{P_{RB} \cos \alpha_{RB}}{m_{RB}} - g \sin(\vartheta_{RB} - \alpha_{RB}) + \\ &+ \frac{(-N_{yNose} - N_{yMain}) \sin \alpha_{RB} + A_x \cos \alpha_{RB} - q_{RB} S_{RB} (c_{xRB}(\alpha_{RB}) + c_{xRB}^{\delta_{\alpha RB}} \delta_{\alpha RB} + k_{in1RB} \Delta c_{xinRB} + \Delta c_{xBKC})}{m_{RB}}; \\ \dot{H}_{RB} &= V_{RB} \cdot \sin(\vartheta_{RB} - \alpha_{RB}); \\ \dot{\alpha}_{RB} &= \omega_{zRB} - \frac{P_{RB} \sin \alpha_{RB}}{m_{RB} V_{RB}} + g \frac{\cos(\vartheta_{RB} - \alpha_{RB})}{V_{RB}} + \\ &+ \frac{(-N_{yNose} - N_{yMain}) \cos \alpha_{RB} - A_x \sin \alpha_{RB} - q_{RB} S_{RB} (c_{yRB}(\alpha_{RB}) + c_{yRB}^{\delta_{\alpha RB}} \delta_{\alpha RB} + k_{in2RB} \Delta c_{yinRB} + \Delta c_{yBKC})}{m_{RB}}; \\ \dot{\omega}_{zRB} &= \frac{q_{RB} S_{RB} b_{aRB}}{I_{zRB}} \left(m_{zRB}(\alpha_{RB}) + m_{zRB}^{\bar{\omega}_{zRB}} \frac{b_{aRB} \omega_{zRB}}{V_{RB}} + m_{zRB}^{\delta_{\alpha RB}} \delta_{\alpha RB} + k_{in3RB} \Delta m_{zinRB} \right) + \\ &+ \frac{1}{I_{zRB}} (-N_{yNose} h_{xNose} - N_{yMain} h_{xMain} - A_x h_{yMain}); \\ \dot{\vartheta}_{RB} &= \omega_{zRB}; \\ \dot{x}_{RB} &= V_{RB} \cdot \cos(\vartheta_{RB} - \alpha_{RB}). \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned}A_x &= \left(V_y \omega_z + \omega_z^2 r_x + \frac{-mg \sin \vartheta - X + P}{m} - \frac{G_{xRB} - X_{RB}}{m_{RB}} \right) \frac{m_{RB} m}{m_{RB} + m}; \\ N_{yNose} &= \frac{1}{r_{x_Main_Nose}} (-G_{xRB} r_{lyRB} + G_{yRB} r_{lxRB} + X_{RB} r_{lyRB} + Y_{RB} r_{lxRB}); \\ N_{yMain} &= \left(-V_x \omega_z + \omega_z^2 r_x + \frac{-mg \cos \vartheta + Y}{m} - \frac{G_{yRB} + Y_{RB}}{m_{RB}} \right) \frac{m_{RB} m}{m_{RB} + m} - N_{yNose}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned}
\dot{x}_1(t) &= \frac{u_2}{m} \cos(x_3) - g \sin(x_5 - x_3) + \frac{(N_{yNose} + N_{yMain}) \sin(x_3) + A_x \cos(x_3) - qS(c_x(\alpha) + c_y^{\delta_e} u_1 + k_{in1} \Delta c_{xin})}{m}; \\
\dot{x}_2(t) &= x_1 \sin(x_5 - x_3); \\
\dot{x}_3(t) &= x_4 - \frac{u_2 \sin x_3}{mx_1} + \frac{g \cos(x_5 - x_3)}{x_1} + \\
&+ \frac{(N_{yNose} + N_{yMain}) \cos(x_3) - A_x \sin(x_3) - qS(c_y(\alpha) + c_y^{\delta_e} u_1 + k_{in2} \Delta c_{yin})}{mx_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_e} u_1 + k_{in3} \Delta m_{zin} \right] + \frac{1}{I_z} (N_{yNose} h_{xNose} + N_{yMain} h_{xMain} - A_x h_{yMain}); \\
\dot{x}_5(t) &= x_4; \\
\dot{x}_6(t) &= x_1 \cos(x_5 - x_3); \\
\dot{x}_7(t) &= \frac{u_4}{m_{RB}} \cos(x_9) - g \sin(x_{11} - x_9) + \\
&+ \frac{(-N_{yNose} - N_{yMain}) \sin(x_9) + A_x \cos(x_9) - q_{RB} S_{RB} (c_{xRB}(\alpha_{RB}) + c_{xRB}^{\delta_e} u_3 + k_{in1RB} \Delta c_{xinRB} + \Delta c_{xBKC})}{m_{RB}}; \\
\dot{x}_8(t) &= x_7 \sin(x_{11} - x_9); \\
\dot{x}_9(t) &= x_{10} - \frac{u_4 \sin x_9}{m_{RB} x_7} + g \frac{\cos(x_{11} - x_9)}{x_7} + \\
&+ \frac{(-N_{yNose} - N_{yMain}) \cos(x_9) - A_x \sin(x_9) - q_{RB} S_{RB} (c_{yRB}(\alpha_{RB}) + c_{yRB}^{\delta_e} u_3 + k_{in2RB} \Delta c_{yinRB} + \Delta c_{yBKC})}{m_{RB} x_7}; \\
\dot{x}_{10}(t) &= \frac{q_{RB} S_{RB} b_{aRB}}{I_{zRB}} \left(m_{RB}(\alpha_{RB}) + m_{zRB}^{\bar{\omega}_{zRB}} \frac{b_{aRB} x_{10}}{x_7} + m_{zRB}^{\delta_e} u_3 + k_{in3RB} \Delta m_{zinRB} \right) + \\
&+ \frac{1}{I_{zRB}} (-N_{yNose} h_{xNose} - N_{yMain} h_{xMain} - A_x h_{yMain}); \\
\dot{x}_{11}(t) &= x_{10}; \\
\dot{x}_{12}(t) &= x_7 \cos(x_{11} - x_9); \\
A_x &= \left(V_y x_4 + x_4^2 r_x + \frac{-mg \sin(x_5) - qS(c_x(\alpha) + c_c^{\delta_e} u_1 + k_{in1} \Delta c_{xin}) + u_2}{m} - \frac{G_{xRB} - X_{RB}}{m_{RB}} \right) \frac{m_{RB} m}{m_{RB} + m}; \\
N_{yNose} &= \frac{1}{r_{x_main_Nose}} (-G_{xRB} r_{1eRB} + G_{yRB} r_{1xRB} + X_{RB} r_{yRB} + Y_{RB} r_{1xRB}); \\
N_{yMain} &= \left(-V_x x_4 + x_4^2 r_y + \frac{-mg \cos(x_5) + qS(c_x(\alpha) + c_c^{\delta_e} u_1 + k_{in2} \Delta c_{yin})}{m} - \frac{G_{yRB} + Y_{RB}}{m_{RB}} \right) \frac{m_{RB} m}{m_{RB} + m} - N_{yNose};
\end{aligned} \tag{4}$$

где: $x_1 = V$, $x_7 = V_{RB}$ – линейная скорость СН и РБ (далее переменные без индекса относятся к СН, переменные с нижним индексом « $_{RB}$ » – к разгонному блоку); $x_2 = H$, $x_8 = H_{RB}$ – высота полета; $x_3 = \alpha$, $x_9 = \alpha_{RB}$ – угол атаки; $x_4 = \omega_z$, $x_{10} = \omega_{zRB}$ – угловая скорость тангажа; $x_5 = \vartheta$, $x_{11} = \vartheta_{RB}$, – угол тангажа; $x_6 = x$, $x_{12} = x_{RB}$ – продольное перемещение; m , m_{RB} – масса СН и РБ; g – ускорение свободного падения; I_z , I_{zRB} – осевой момент инерции; q , q_{RB} – скоростной

напор, $q = \frac{\rho |V|^2}{2}$; $q_{RB} = \frac{\rho |V_{RB}|^2}{2}$ ρ – плотность воздуха; S , S_{RB} – площадь крыла, b_a , b_{aRB} – средняя аэродинамическая хорда крыла; c_x , c_y , m_z , c_{zRB} , c_{yRB} , m_{zRB} – безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и момента тангажа; $c_x^{\delta_e}$, $c_y^{\delta_e}$, $c_z^{\delta_e}$, $c_{xRB}^{\delta_e}$, $c_{yRB}^{\delta_e}$, $c_{zRB}^{\delta_e}$ – производные коэффициентов силы сопротивления, подъемной силы и момента тангажа по углу отклонения руля высоты δ_e , δ_{eRB} ; $m_z^{\bar{\omega}_z}$, $m_{zRB}^{\bar{\omega}_{zRB}}$ – произво-

дная коэффициента момента тангажа по относительной угловой скорости изменения угла тангажа $\bar{\omega}_z, \bar{\omega}_{zRB}, \bar{\omega}_z = \frac{b_a \omega_z}{V}$; $\Delta c_{xin}, \Delta c_{yin}, \Delta c_{zin}, \Delta c_{xinRB}, \Delta c_{yinRB}, \Delta c_{zinRB}$ – приращения коэффициентов силы сопротивления, подъемной силы и момента тангажа от интерференции между СН и РБ; $k_{in1}, k_{in2}, k_{in3}, k_{in1RB}, k_{in2RB}, k_{in3RB}$ – коэффициенты, учитывающие изменение интерференции в зависимости от расстояния между ЛА; $\Delta c_{xBKC}, \Delta c_{yBKC}$ – добавки коэффициентов аэродинамических сил от ВКС; N_{yNose}, N_{yMain} – вертикальные проекции сил в носовом и основном узлах крепления РБ к СН; A_x – продольная сила в подкосе основного узла.

Динамика СН и РБ при их разделении описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений 12-го порядка.

Считаем, что все фазовые переменные, входящие в модель, измеряемые.

Синтез законов векторного управления разделением РБ и СН.

При построении регулятора будем считать управляющими воздействиями угол отклонения руля высоты и тягу двигателей самолета-носителя $u_1 = \delta_b, u_2 = P$ а также угол отклонения руля высоты и тягу двигателей РБ $u_3 = \delta_{bRB}, u_4 = P_{RB}$. Искомый вектор управления содержит 4 компоненты, которые входят линейно в дифференциальные уравнения системы (4) и в выражения для сил реакций в узлах крепления РБ к СН.

Поставим задачу найти в аналитической форме вектор управления $\bar{u}$ как функцию координат состояния системы (4), обеспечивающий перевод объекта управления из некоторого начального состояния на пересечение введенных инвариантных многообразий, а затем в заданное состояние, которое определяется следующими целями: 1) обеспечение движения СН со снижением сразу после момента разделения с последующей стабилизацией скорости и высоты полета; 2) обеспечение автономного движения РБ после разрыва механических связей по восходящей траектории до заданной высоты H_{RB}^* , запуск двигателей РБ на безопасном расстоянии от СН и достижение желаемой скорости полета V_{RB}^* :

$$V = V^*, H = H^*, V_{RB} = V_{RB}^*, H_{RB} = H_{RB}^*. \quad (5)$$

Для синтеза законов управления воспользуемся методом АКАР. Введем первую совокупность макропеременных в следующем виде:

$$\begin{aligned} \Psi_1 &= x_1 - x_1^*; \Psi_3 = x_7 - x_7^*; \\ \Psi_2 &= x_4 - \varphi_1; \Psi_4 = x_{10} - \varphi_2, \end{aligned} \quad (6)$$

где x_1^*, x_7^* – заданные технологические инварианты или цели управления, желаемые значения линейной скорости СН и РБ соответственно; φ_1, φ_2 – так называемые «внутренние управления», это некоторые неизвестные функции, которые будут определены в дальнейшем в процедуре синтеза.

Макропеременные (6) должны удовлетворять решению системы функциональных уравнений следующего вида:

$$\begin{aligned} T_1 \cdot \dot{\Psi}_1 + \Psi_1 &= 0; \quad T_3 \cdot \dot{\Psi}_3 + \Psi_3 = 0; \\ T_2 \cdot \dot{\Psi}_2 + \Psi_2 &= 0; \quad T_4 \cdot \dot{\Psi}_4 + \Psi_4 = 0, \end{aligned} \quad (7)$$

где $T_1 \dots T_4$ – постоянные времени, влияющие на качество динамики процессов в замкнутой системе. Условием асимптотической устойчивости уравнений (7) относительно многообразий $\Psi_1 \div \Psi_4 = 0$ являются положительные значения постоянных времени $T_1 \dots T_4 > 0$. На пересечении инвариантных многообразий $\Psi_1 \div \Psi_4 = 0$ реализуются динамические связи:

$$\begin{aligned} x_1 - x_1^* &= 0; \quad x_7 - x_7^* = 0; \\ x_4 - \varphi_1 &= 0; \quad x_{10} - \varphi_2 = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

и наблюдается эффект динамического «сжатия» фазового пространства. При этом декомпозированная система примет вид:

$$\begin{aligned} \dot{x}_2(t) &= x_1^* \sin(x_5 - x_3); \quad \dot{x}_8(t) = x_7^* \sin(x_{11} - x_9); \\ \dot{x}_5(t) &= \varphi_1; \quad \dot{x}_{11}(t) = \varphi_2. \end{aligned} \quad (9)$$

Для системы (9) введем вторую совокупность макропеременных Ψ_5, Ψ_6 :

$$\begin{aligned} \Psi_5 &= x_1^* \sin(x_5 - x_3) + x_2 - x_2^*; \\ \Psi_6 &= x_7^* \sin(x_{11} - x_9) + x_8 - x_8^*, \end{aligned} \quad (10)$$

где x_2^*, x_8^* – технологические инварианты, соответствующие поставленным целям управления (5). На многообразиях $\Psi_5 = 0, \Psi_6 = 0$ обеспечивается достижение желаемого значения высоты полета СН $x_2^* = H^*$ и РБ $x_8^* = H_{RB}^*$.

Из совместного аналитического решения уравнений (9), (10) и функциональных уравнений

$$T_5 \cdot \dot{\Psi}_5 + \Psi_5 = 0; \quad T_6 \cdot \dot{\Psi}_6 + \Psi_6 = 0, \quad (11)$$

найдем выражения для «внутренних» управлений φ_1, φ_2 . Внутреннее управление φ_1 зависит от пере-

менных состояния x_2, x_3, x_5 , постоянной времени T_5 и желаемых значений параметров x_1^*, x_2^* ; φ_2 является функцией переменных состояния x_8, x_9, x_{11} , постоянной времени T_6 и желаемых значений параметров x_7^*, x_8^* .

$$\begin{aligned}\varphi_1 &= -\left(1 + \frac{1}{T_5}\right) \operatorname{tg}(x_5 - x_3) - \frac{x_2 - x_2^*}{T_5 x_1^* \cos(x_5 - x_3)}; \\ \varphi_2 &= -\left(1 + \frac{1}{T_6}\right) \operatorname{tg}(x_{11} - x_9) - \frac{x_8 - x_8^*}{T_6 x_7^* \cos(x_{11} - x_9)}.\end{aligned}\quad (12)$$

Для получения внешних управлений необходимо решить совместно уравнения (7) с учетом полученных выражений для внутренних управлений φ_1, φ_2 . В результате получим выражения для управляющих воздействий: угла отклонения руля высоты δ_v и тяги двигателей P самолета-носителя; а также угла отклонения руля высоты δ_{vRB} и тяги двигателей P_{RB} разгонного блока. Эти управления представляют собой функции, зависящие от переменных состояния, технологических инвариантов и постоянных времени:

$$\begin{aligned}u_1, u_2 &= f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_1^*, x_2^*, T_1, T_2, T_5); \\ u_3, u_4 &= f(x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}, x_{12}, x_7^*, x_8^*, T_3, T_4, T_6).\end{aligned}\quad (13)$$

Моделирование.

Исходные данные для моделирования

Начальные условия: скорость $V(0) = V_{RB}(0) = 800$ км/ч и высота $H(0) = 10000$ м, $H_{RB}(0) = 10008$ м полета СН и РБ в составе АКК в момент времени $t = 0$ с; $\alpha(0) = \alpha_{RB}(0) = 2,4^\circ$; $\omega_z(0) = \omega_{zRB}(0) = 0^\circ/\text{с}$; $\vartheta(0) = \vartheta_{RB}(0) = 2,4^\circ$; $x(0) = x_{RB}(0) = 270000$ м.

Инварианты: желаемая высота и скорость СН после разделения $H^* = 9950$ м; $V^* = 230$ м/с; высота, на которую поднимается РБ после разделения $H_{RB}^* = 10020$ м, и желаемая скорость, до которой тормозится РБ, $V_{RB}^* = 215$ м/с.

Постоянные времени: $T_1 = T_3 = 2$ с; $T_2 = T_4 = T_5 = T_6 = 2,5$ с.

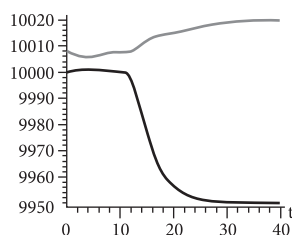


Рис. 1. Высота полета СН и РБ, м

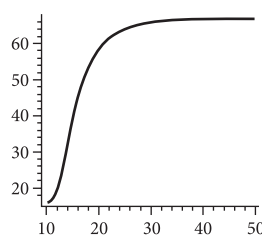


Рис. 2. Расстояние по вертикали между СН и РБ, м

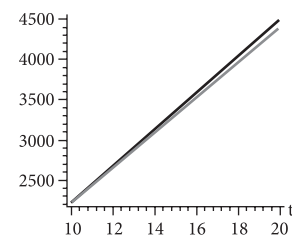


Рис. 3. Пройденный путь СН (верхний) и РБ (нижний), м

Для синтеза законов управления и численного решения замкнутой нелинейной системы дифференциальных уравнений (4), (13) использован программный комплекс Maple, метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Переходные процессы и анализ результатов моделирования.

На рис. 1–18 представлены результаты моделирования динамики движения полученной замкнутой системы «объект управления – автопилот». На рис. 1 показаны траектории движения СН (нижняя кривая) и связки «разгонный блок – ВКС» (верхняя кривая). Разделение летательных аппаратов происходит на 10-й секунде после начала моделирования. После разделения самолет-носитель снижается с высоты 10000 метров до желаемой высоты 9950 метров и затем выравнивается. В это время разгонный блок движется с увеличением высоты полета до достижения заданного инварианта $H_{RB}^* = 10020$ м. На рис. 2 показано расстояние по вертикали между самолетом-носителем и разгонным блоком. Интерференционный эффект между двумя летательными аппаратами исчезает примерно на 7-й секунде после момента разделения, когда расстояние между центрами тяжести летательных аппаратов по вертикали превышает 50 метров.

На рис. 4 и 5 показано изменение по времени скорости полета самолета-носителя и разгонного блока с ВКС. Как видно из графиков, с 1-й по 10-ю секунды самолет-носитель и разгонный блок движутся в составе авиационно-космического комплекса на высоте 10000 метров со скоростью 0,7 Маха. После разрыва всех механических связей и отделения разгонного блока от самолета-носителя на 10-й секунде СН снижается (рис. 1) и разгоняется до скорости $V^* = 230$ м/с (рис. 3). При этом разгонный блок движется с увеличением высоты полета (рис. 1) и тормозится до скорости $V_{RB}^* = 215$ м/с (рис. 4). Из рис. 3 видно, что РБ движется с отставанием от СН, то есть уменьшается вероятность попадания СН в реактивную струю от ракетных двигателей разгонного блока. Изменение

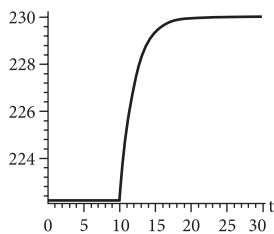


Рис. 4. Скорость полета СН, м/с

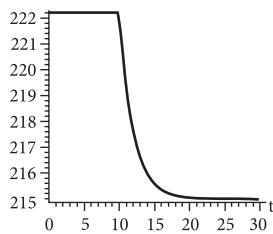


Рис. 5. Скорость полета РБ, м/с

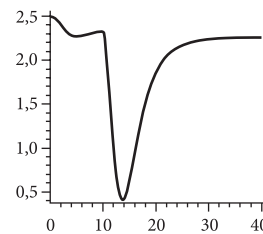


Рис. 6. Угол тангажа СН, град.

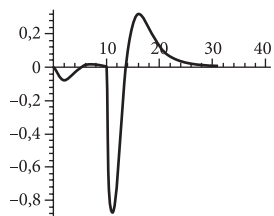


Рис. 7. Угловая скорость тангажа СН, град./с

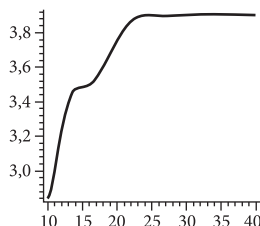


Рис. 8. Угол тангажа РБ, град

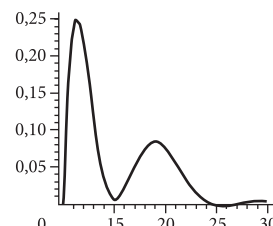


Рис. 9. Угловая скорость тангажа РБ, град./с

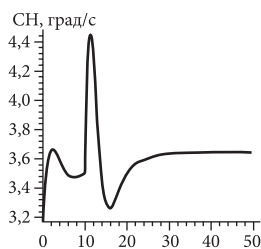


Рис. 10. Управление u_1 – угол отклонения руля высоты СН, град.

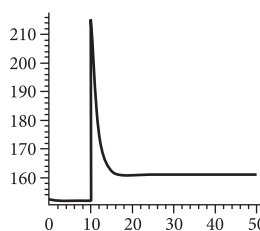


Рис. 11. Управление u_2 – тяга двигателей СН, Т·с

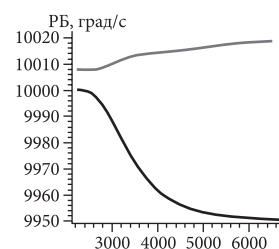


Рис. 12. Зависимость высоты полета от пройденного пути по горизонтали, м:
СН – нижний; РБ – верхний

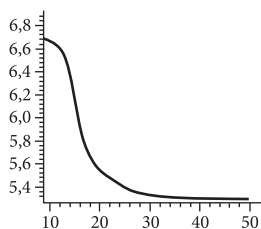


Рис. 13. Управление u_3 – угол отклонения руля высоты РБ, град.

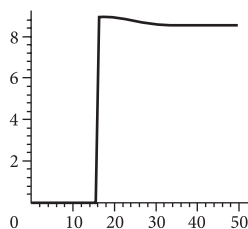


Рис. 14. Управление u_4 – тяга двигателей РБ, Т·с

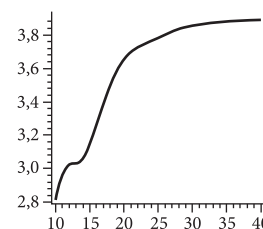


Рис. 15. Угол атаки РБ, град.

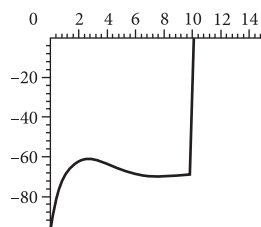


Рис. 16. Сила в носовой опоре

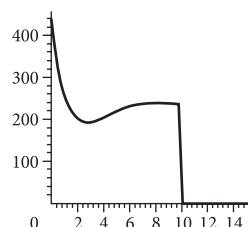


Рис. 17. Сила в основной опоре

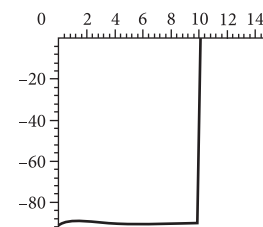


Рис. 18. Сила в продольном подкосе основной опоры



управляющих воздействий по времени интегрирования для самолета-носителя и РБ представлено на рис. 10–11, 13–14. Как видно из графика (рис. 13), на 9-й секунде непосредственно перед разделением угол отклонения руля высоты уменьшается, поворачивая РБ «на кабрирование». Двигатели РБ включаются на 16-й секунде (через 6 секунд после отделения РБ от СН) (рис. 14). Траектории самолета-носителя и разгонного блока в сравнении представлены на рис. 12. На рис. 6–9 и 15 представлены зависимости фазовых переменных от времени интегрирования – угол тангажа, угловая скорость тангажа СН и РБ, а также угол атаки разгонного блока. Видно, что в момент разделения СН совершает вращательное движение вниз по тангажу – «на пикирование», а разгонный блок – вверх по тангажу, «на кабрирование», угол атаки РБ увеличивается. На рис. 16–17 представлены в зависимости от времени вертикальные составляющие сил в носовой и основной опорах механизма крепления разгонного блока к самолету-носителю N_{yNose} и N_{yMain} . Осевая составляющая силы в продольном подкосе приведена на рис. 18. Очевидно, что в момент одновременного открытия всех замков механизма крепления на 10-й секунде и разрыва механических связей в узлах все три силы обнуляются.

Вывод

Результаты расчета показывают, что синтезированные законы управления обеспечивают асимптотическую устойчивость замкнутой системы «объект управления – регулятор», а также достижение поставленных целей управления. После разделения ЛА разгонный блок оказывается выше самолета-носителя на 70 метров и движется с отставанием по отношению к нему. Таким образом, обеспечивается безопасное качественное управление разделением летательных аппаратов: исключается их соударение в момент разрыва механических связей, а также попадание самолета-носителя в реактивную струю ракетных двигателей разгонного блока.

Литература

1. Decker I. P., Wilhite A. W. Technology and methodology of separating two similar size aerospace vehicles within the atmosphere. AIAA Paper, № 75 – 29, 1975.
2. Moelyadi M.A., Breitsamter C., Laschka B. Steady and unsteady calculations on full configuration of two-stage space transportation system during separation, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS2004, 29 August – 3 September, 2004.
3. Decker J.P., and Gera J. An exploratory study of parallel stage separation of reusable launch vehicles. NASA TN D-4765, Oct. 1968.
4. Decker K. Aerodynamik eines zweistufigen Raumtransportsystems beim Wiedereintritt und während der Separation. Dissertation, Technische Universität München, Dec. 2003.
5. Bernot P.T. Abort separation study of a shuttle. orbiter and external tank at hypersonic speed. NASA. TM X-3212, May 1975.
6. Rochholz H., Huber T., Matyas, F. Unsteady airloads during separation of an idealized two-stage hypersonic vehicle. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Band 19, Heft 1, pp. 2–9, 1995.
7. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борzych С.В., Панкова Н.В. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 376 с.
8. Демешкина В.В., Ильин В.А., Леутин А.П. Некоторые особенности процесса разделения летательных аппаратов вблизи момента разрыва связей. Ч. I и II. – Ученые записки ЦАГИ. – 1980. – Т. 11. – № 4, 5.
9. Леутин А.П. Об определении системы сил реакций в шарнирных узлах крепления летательных аппаратов при их разделении. – Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – Т. 12. – № 4.
10. Ильин В.А. Учет реального силового взаимодействия в шарнирных узлах крепления при расчете связанного относительного разворота двух летательных аппаратов. – Ученые записки ЦАГИ. – 1984. – Т. 15. – № 3.
11. Ильин В.А. Сила трения и момент сил трения в шарнирных узлах крепления при развороте двух летательных аппаратов относительно этих узлов. Ч. I и II. – Ученые записки ЦАГИ. – 1985. – Т. 16. – № 3 и 1986. – Т. 17. – № 1.
12. Овчинников В.В., Садчиков В.И. Определение линейных и угловых ускорений несвободной системы двух летательных. – Ученые записки ЦАГИ. – 1987. Т. 18. – № 5.
13. Овчинников В.В., Садчиков В.И. Метод исключения статических неопределенностей в задачах механики несвободного твердого тела. – Ученые записки ЦАГИ. – 1987. Т. 18. – № 6.
14. Кобзев В.А., Фортинов Л.Г., Гломбинский Е.Н. Комплексная система для запуска тяжелых воздушно-космических самолетов многоразового использования на околоземную орбиту, супертяжелый реактивный самолет-амфибия для нее (варианты) и способ осуществления запуска // Патент РФ №2397922, приоритет от 30.07.2008 г.
15. Колесников А.А. Синергетическая теория управления. М.: Энергоатомиздат. – 1994.
16. Веселов Г.Е. Синергетический подход к синтезу иерархических систем управления // Известия ТРТУ. – 2006. – Т. 61. – № 6. – С. 73–84.

17. Современная прикладная теория управления. Ч. II: Синергетический подход в теории управления / Под. ред. А.А. Колесникова. – Москва-Таганрог: Изд-во ТРТУ. – 2000.

18. Колесников А.А., Веселов Г.Е., Попов А.Н., Мушенко А.С. и др. Синергетические методы управления сложными системами: механические и электромеханические системы. – М.: КомКнига. – 2006. – 304 с.

19. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение. – 1979. – 352 с.

Features of High-Quality Management of Process of Division of Aircraft – Synergetic Approach

O.D. Kreerenko, candidate of technical sciences, associate professor, department 109B of Moscow Aviation Institute (National research university); Rostov-on-Don Region, Taganrog

e-mail: olgadmkn@yandex.ru

E.S. Kreerenko, Southern Federal University; Rostov-on-Don Region, Taganrog

Summary. Synthesis of strategy of management of process of division of steps of the aerospace complex (AC) with the top arrangement of the accelerating block (AB) by plane carrier (PC) at a simultaneous rupture of all communications is presented in article between them. Questions of improvement of quality of management process of AC at a stage of division of steps by means of application of synergetic methods of management are considered. The AB and PC mathematical models taking into account power and aerodynamic interaction between them are developed. The expressions defining dependence of forces and the moments of forces of reactions in communication centers from aerodynamic and mass and inertial characteristics of AB and PC are received. It is shown that accounting of natural properties of objects allows to receive the control systems providing high-quality unaccented division of aircraft and also creation for the accelerating block of the conditions allowing him to make autonomous flight after division with ascent.

Keywords: aerospace complex, synthesis of laws of management, AKAR method, accelerating block, plane carrier, division of aircraft.

References:

1. Decker I.P., Wilhite A.W. Technology and mythology of separating two similar size aerospace vehicles within the atmosphere. AIAA Paper. No. 75 – 29, 1975.
2. Moelyadi M.A., Breitsamter C., Laschka B. Steady and unsteady calculations on full configuration of two-stage space transportation system during separation. The 24th International congress of the aeronautical sciences. 29 August – 3 September, 2004.

3. Decker J.P., Gera J. An exploratory study of parallel stage separation of reusable launch vehicles. NASA TN D-4765. 1968.

4. Decker K. Aerodynamik eines zweistufigen Raumtransportsystems beim Wiedereintritt und während der Separation. Dissertation, Technische Universität München. 2003.

5. Bernot P.T. Abort separation study of a shuttle orbiter and external tank at hypersonic speed. NASA TM X-3212. 1975.

6. Rochholz H., Huber T., Matyas, F. Unsteady air loads during separation of an idealized two-stage hypersonic vehicle. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Band. Heft 1, 1995. pp. 2–9.

7. Rochholz H., Huber T., Matyas, F. Unsteady air loads during separation of an idealized two-stage hypersonic vehicle. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Band 19, Heft 1. 1995. pp. 2–9.

8. Demeshkina V.V., Ilyin V.A., Leutin A.P. Neotorye of feature of process of division of aircraft near the moment of a rupture of communications. P. I and II. Scientific notes of TsAGI. 1980, V. 11, No. 4, 5.

9. Leutin A.P. About definition of system of forces of reactions in hinged knots of fastening of aircraft at their division. Scientific notes of TsAGI. 1981, V. 12, No. 4.

10. Ilyin V.A. Accounting of real power interaction in hinged knots of fastening when calculating the connected relative turn of two aircraft. Scientific notes of TsAGI. 1984, V. 15, No. 3.

11. Ilyin V.A. Friction force and the moment of friction forces in hinged knots of fastening at a turn of two aircraft concerning these knots. Parts I and II. Scientific notes of TsAGI. 1985, V. 16, No. 3. 1986, volume 17, No. 1.

12. Ovchinnikov V.V., Sadchikov V.I. Definition of linear and angular accelerations of not free system of two flying. Scientific notes of TsAGI. 1987, V. 18, No. 5.

13. Ovchinnikov V.V., Sadchikov V.I. A method of an exception of static uncertainty in problems of mechanics of not free solid body. Scientific notes of TsAGI. 1987, V. 18, No. 6.

14. Kobzev V.A., Fortinov L.G., Glombinsky E.N. Complex system for start of heavy aerospace planes of reusable use on Earth orbit, the superheavy jet amphibian for her (options) and a way of implementation of start. The patent of the Russian Federation No. 2397922, a priority from 7/30/2008.

15. Kolesnikov A.A. Synergetic theory of management. Energoatomizdat. Moscow, 1994.

16. Veselov G.E. Synergetic approach to synthesis of hierarchical control systems. Publishing house of the Taganrog radio engineering university. 2006, V. 61, No. 6. pp. 73–84.

17. Kolesnikov A.A. Modern applied theory of management. Synergetic approach in the theory of management. Publishing house of the Taganrog radio engineering university. Moscow-Taganrog, 2000.

18. Kolesnikov A.A., Veselov G.E., Popov A.N., Mushengko A.S. Synergetic methods of management of difficult systems: mechanical and electromechanical systems. Komkniga. Moscow, 2006. 304 p.

19. Bushgens G.S., Studnev R.V. Aerodynamik of the plane: Dynamics of longitudinal and lateral motion. Mechanical engineering. Moscow, 1979. 352 p.