



DOI: 10.22363/2312-8143-2023-24-2-121-134

EDN: BVYDIT

УДК 629.782

Научная статья / Research article

## Алгоритм поддержки принятия управленческих решений при автономном управлении космическими аппаратами в атмосфере планеты

Д.А. Орлов<sup>ID</sup>, С.А. Купреев<sup>ID</sup>, О.Е. Самусенко<sup>ID</sup>, В.М. Мельников<sup>ID</sup>

Российский университет дружбы народов, Москва, Российская Федерация

✉ orlov-da@rudn.ru

### История статьи

Поступила в редакцию: 12 января 2023 г.

Доработана: 27 марта 2023 г.

Принята к публикации: 29 марта 2022 г.

### Ключевые слова:

база знаний, идентификация полетных ситуаций, нештатная ситуация, принятие решений, бортовая аппаратура

**Аннотация.** Разработан новый алгоритм принятия автономных решений при управлении космическими аппаратами, осуществляющими спуск в атмосфере, который позволяет осуществить устойчивое управление космическим аппаратом относительно номинальных траекторий полета, что обеспечивает возможность надежного выполнения целевых задач космических миссий. Сформированы аналитические зависимости, с помощью которых можно получить высокоточные расчеты параметров движения космического аппарата в атмосфере и определить корректирующие программы управления аппаратом. Это позволяет реализовать движение космического аппарата в атмосфере по траекториям, близким к оптимальным, даже в условиях значительных воздействий возмущающих факторов на динамику полета аппарата. Дана оценка работоспособности алгоритма принятия автономных решений на примере парирования возмущающих воздействий при спуске космического аппарата в атмосферах Марса и Юпитера. Показано, что при полном качественном совпадении данных, рассчитанных с использованием аналитических зависимостей и результатов численного интегрирования, вычислительные погрешности не превышают 3 %. При наиболее неблагоприятных сочетаниях навигационных ошибок и вариаций плотности атмосферы отработка составленных корректирующих программ управления в большинстве случаев обеспечивает качественное совпадение возмущенных и номинальных траекторий. Разработанный алгоритм принятия автономных решений на основе аналитических зависимостей может быть эффективно применен при движении космического аппарата в атмосферах планет при различных краевых условиях, ограничениях, проектных характеристиках аппарата и моделях атмосферы.

### Для цитирования

Орлов Д.А., Купреев С.А., Самусенко О.Е., Мельников В.М. Алгоритм поддержки принятия управленческих решений при автономном управлении космическими аппаратами в атмосфере планеты // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2023. Т. 24. № 2. С. 121–134. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2023-24-2-121-134>



## Management decision support algorithm for autonomous spacecraft's control in the planet's atmosphere

Dmitry A. Orlov  , Sergei A. Kupreev , Oleg E. Samusenko , Vitaly M. Melnikov 

RUDN University, Moscow, Russian Federation

 orlov-da@rudn.ru

### Article history

Received: August 12, 2022

Revised: October 27, 2022

Accepted: October 29, 2022

### Keywords:

autonomous control, knowledge base, identification of flight situations, contingency, decision making, onboard equipment

**Abstract.** A new algorithm for making autonomous decisions when controlling spacecraft carrying out descent in the atmosphere is developed, which allows to carry out stable control of the spacecraft relative to the nominal flight trajectories, which provide to reliably fulfill the targets of space missions. Analytical dependences are formed, with the help of which it is possible to obtain high-precision calculations of the parameters of the movement of a spacecraft in the atmosphere and determine corrective programs for controlling the apparatus. This makes it feasible to implement the movement of a spacecraft in the atmosphere along trajectories close to optimal, even under conditions of significant influence of disturbing factors on the dynamics of the flight of the vehicle. The authors give an estimate of the performance of the algorithm for making autonomous decisions on the example of parrying disturbing influences during the descent of a spacecraft in the atmospheres of Mars and Jupiter. It is shown that with complete qualitative agreement between the data calculated using the analytical dependences and the results of numerical integration, the computational errors do not exceed 3%. With the most unfavorable combinations of navigation errors and atmospheric density variations, the development of the corrective control programs developed in most cases ensures a qualitative coincidence of the disturbed and nominal trajectories. The developed algorithm for making autonomous decisions based on analytical dependencies can be effectively applied when a spacecraft moves in planetary atmospheres under various boundary conditions, constraints, design characteristics of the spacecraft and atmosphere models.

### For citation

Orlov DA, Kupreev SA, Samusenko OE, Melnikov VM. Management decision support algorithm for autonomous spacecraft's control in the planet's atmosphere. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2023;24(2):121–134. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2023-24-2-121-134>

### Введение

Наиболее сложным этапом осуществления космических экспедиций по изучению планет Солнечной системы является спуск космического аппарата (КА) в их атмосферах. Значительные проблемы при формировании управленческих решений на этом этапе могут возникнуть по следующим причинам:

– неточность знания параметров атмосфер, в первую очередь их плотности, что может привести к существенным отклонениям реальных траекторий движения КА от оптимальных;

– возможные навигационные погрешности, а также неточности проведения коррекций движения КА на этапе межпланетного перелета, определения орбитальных параметров полета аппарата, работы исполнительных органов и др. При этом

параметры входа КА в атмосферу, в первую очередь высота условного перицентра  $h_{\pi}$ , могут существенно отличаться от номинальных;

– невозможность оперативного информационного взаимодействия с наземными станциями, что приводит к необходимости решения задач идентификации полетных ситуаций и выработки управленческих решений бортовыми средствами.

В результате неблагоприятного стечения указанных обстоятельств могут возникнуть нештатные ситуации, приводящие в том числе к срыву программ полета.

Вышеизложенные факторы определяют необходимость выработки автономных управленческих решений по проведению оперативных коррекций траекторий движения КА на атмосфере-

ном участке в условиях жестких временных ограничений.

Формирование аналитических зависимостей компактного вида дает возможность создания высокоэффективных алгоритмов для формирования базовых решающих правил, охватывающих максимально возможные случаи возникающих полетных ситуаций и применяемых для парирования негативных тенденций в практически любых складывающихся условиях.

Синтезу автономных алгоритмов управления КА при спуске в атмосфере Земли посвящены фундаментальные работы [1–5]. Их результаты использовались при создании алгоритмов управления в атмосферах планет. Вместе с тем следует отметить, что применение существующих алгоритмов без соответствующих корректив в большинстве случаев невозможно из-за специфических условий полета в атмосферах планет Солнечной системы.

### 1. Формирование базовых решающих правил при управлении КА в атмосфере

Математическая модель движения КА описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений в скоростной системе координат с учетом влияния гравитационных, аэродинамических, центробежных и кориолисовых сил в центральном поле тяготения:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{\rho V^2 C_x(\alpha) S}{2m} - \\ &-g \sin \theta - \omega^2 r \cos \varphi (\sin \varphi \sin \varepsilon \cos \theta - \\ &- \cos \varphi \sin \theta); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S}{2m} \cos \gamma - \frac{g}{V} \cos \theta + \\ &+ \frac{V}{r} \cos \theta + 2\omega \cos \varphi \cos \varepsilon + \\ &+ \frac{\omega^2 r}{V} \cos \varphi (\sin \varphi \sin \varepsilon \sin \theta + \cos \varphi \cos \theta); \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\rho V C_y(\alpha) S \sin \gamma}{2m \cos \theta} - \frac{V}{r} \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi - \\ &- \frac{2\omega}{\cos \theta} (\cos \theta \sin \varphi - \sin \varepsilon \sin \theta \cos \varphi) - \\ &- \frac{\omega^2 r}{V} \sin \varphi \cos \varphi \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta}; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta;$$

$$r = R + h; \quad g = \frac{\mu}{r^2}; \quad K_6 = \frac{C_y(\alpha)}{C_x(\alpha)}; \quad P_x = \frac{m}{C_x(\alpha)S},$$

где  $V$  – скорость КА, км/с;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости к местному горизонту, градусы;  $\varepsilon$  – угол между проекцией вектора скорости на местный горизонт и местной параллелью, градусы;  $h$  – высота полета КА над поверхностью планеты, км;  $\lambda$  и  $\varphi$  – геоцентрические долгота и широта, градусы;  $m$  – масса КА, кг;  $R$  – экваториальный радиус планеты, км;  $\rho$  – плотность атмосферы, кг/м<sup>3</sup>;  $\mu$  – произведение гравитационной постоянной на массу планеты, км<sup>3</sup>/сек<sup>2</sup>;  $r$  – радиус-вектор в аэроцентрической экваториальной системе координат, км;  $P_x$  – приведенная нагрузка на лобовую поверхность КА, кг/м<sup>2</sup>;  $K_6$  – аэродинамическое качество;  $\gamma$  – угол крена, градусы;  $\alpha$  – угол атаки, градусы,  $\omega$  – угловая скорость вращения планеты;  $C_x$  – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления;  $C_y$  – аэродинамический коэффициент подъемной силы;  $g$  – ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>;  $S$  – площадь Миделева сечения, м<sup>2</sup>

Учитывались допущения о малости угла наклона вектора скорости к местному горизонту  $\theta$  на ограниченных участках траектории движения КА [6–9]:

$$\sin \theta \approx \theta; \quad \cos \theta \approx 1.$$

Кроме того, использовались упрощения исходных систем дифференциальных уравнений, связанные с допущением об экспоненциальном характере изменения плотности атмосферы  $\rho$  от высоты  $h$  и о преобладании аэродинамической силы  $F_A$  над суммой гравитационной, центробежной и кориолисовой сил  $F_{гр}$ ,  $F_{ц}$ ,  $F_{к}$  при полете КА в атмосфере [8; 10; 11]:

$$\rho(h) = \rho_0 e^{-\beta h}; \quad F_A \gg F_{гр} + F_{ц} + F_{к}.$$

В качестве исходной рассматривалась система уравнений (1). С учетом указанных преобразований и допущений она переписывается в виде

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{C_x S \rho V^2}{2m};$$

$$\begin{aligned}\frac{d\theta}{dt} &= \frac{C_y S \rho V}{2m} \cos \gamma - \rho V M_1; \\ \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{C_y S \rho V}{2m} \sin \gamma - \rho V M_2; \\ \frac{dh}{dt} &= V\theta,\end{aligned}\quad (2)$$

где  $M_1$  и  $M_2$  – рекуррентные кусочно-постоянные зависимости на конечных интервалах траекторий полета КА [6; 12; 13]:

$$\begin{aligned}M_1 &= \left( \frac{gr}{V^2} - 1 - \frac{\omega^2 r^2}{V^2} - \frac{2\omega r \cos \varepsilon}{V} \right) \frac{1}{\rho r}; \\ M_2 &= \frac{\lambda}{\rho} \left( \frac{\cos \varepsilon}{r} + \frac{2\omega}{V} + \frac{\omega^2 r \cos \varepsilon}{V^2} \right).\end{aligned}$$

Очевидно, что для проведения высокоточных ускоренных расчетов использовать систему уравнений (2) можно лишь в условиях достаточно частого уточнения текущих параметров движения КА и при прогнозировании траекторий дальнейшего полета аппарата на ограниченных временных интервалах. Это обеспечивается при условии разработки на основе уравнений (2) рекуррентных соотношений для расчета координат полета КА на конечных интервалах кусочного постоянства рассмотренных выше переменных  $M_1$  и  $M_2$ .

Новизной разрабатываемого метода является переход к независимому аргументу  $\rho$  – плотности атмосферы планеты на высоте полета КА. Это обусловлено не только целесообразностью снижения порядка системы дифференциальных уравнений, но и тем, что на основе измерений этого параметра осуществляется идентификация полетных ситуаций КА с последующей выработкой рекомендаций по принятию управленческих решений. Вариация плотности атмосферы оказывает значительное влияние на характер траекторий движения КА. В этих условиях только оперативное парирование таких воздействий позволяет обеспечить эффективное решение задач космических миссий – спуска КА в атмосфере и выведения на спутниковые орбиты планеты.

Эти зависимости с учетом указанных допущений преобразуются в виде

$$M_1 = \left( \frac{gr}{V^2} - 1 \right) \frac{1}{\rho R}; \quad M_2 = \frac{\varphi \cos \varepsilon}{\rho R}.$$

Используемые в этих зависимостях переменные описаны при рассмотрении системы дифференциальных уравнений (1).

После введения замены переменной  $dt = -d\rho/V\theta\rho\beta$  получим систему уравнений пятого порядка:

$$\begin{aligned}\frac{dV}{d\rho} &= \frac{C_x S V}{2m\beta\theta}; \\ \frac{d\theta}{d\rho} &= -\frac{1}{\theta\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \cos \gamma - M_1 \right); \\ \frac{d\varepsilon}{d\rho} &= -\frac{1}{\theta\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \sin \gamma - M_2 \right).\end{aligned}\quad (3)$$

Интегрируя второе уравнение системы (3), определим закон изменения угла  $\theta$  в зависимости от параметра  $\rho$

$$\theta = -\sqrt{A_1\rho - A_2},\quad (4)$$

где

$$\begin{aligned}A_1 &= \frac{2}{\beta} \left( M_1 - \frac{C_y S}{2m} \cos \gamma \right); \\ A_2 &= \frac{2\rho_0}{\beta} \left( M_1 - \frac{C_y S}{2m} \cos \gamma \right) - \theta_0^2.\end{aligned}$$

Здесь и далее индекс 0 характеризует значения соответствующих переменных в начале интервалов кусочного постоянства вышеуказанных параметров. Для получения закона изменения скорости полета  $V$  от величины  $\rho$  проинтегрируем первое уравнение системы (4):

$$V = V_0 e^{-C_x S (\theta_0 - \theta) / m\beta A_1}.\quad (5)$$

Зависимость курсового угла  $\varepsilon$  от плотности атмосферы на высоте полета КА  $\rho$  можно получить в результате интегрирования третьего дифференциального уравнения системы (3) с учетом формулы (4):

$$\varepsilon = \varepsilon_0 - A_1 B_1 (\sqrt{A_1\rho - A_2} - \sqrt{A_1\rho_0 - A_2}).\quad (6)$$

Соотношение между значениями курсового и траекторного углов можно записать следующим образом:

$$\varepsilon = B_1\theta + B_2,$$

где

$$B_1 = -\frac{2}{A_1\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \sin \gamma - M_2 \right);$$

$$B_2 = \varepsilon_0 + \frac{2}{A_1\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \sin \gamma - M_2 \right) \theta_0.$$

Аналитические соотношения (4)–(6) позволяют определить траекторные параметры пространственного движения КА в атмосфере при известных начальных условиях, весовых и проектно-баллистических характеристиках аппарата и параметров атмосферы.

На интервалах кусочного постоянства функций  $M_1$  и  $M_2$  и параметров  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $B_1$ ,  $B_2$  начальные значения скорости  $V$ , траекторного и курсового углов  $\theta$  и  $\varepsilon$ , конечные величины соответствующих параметров на предыдущем  $(j - 1)$ -м интервале определяются

$$\theta_j(\rho) = -\sqrt{A_1\rho_j - A_2(\theta_{j-1})};$$

$$V_j(\rho) = V_{j-1} e^{-c_x S(\theta_{j-1} - \theta_j) / m\beta A_1};$$

$$\varepsilon_j(\rho) = B_1\theta_j + B_2(\theta_{j-1}).$$

Для составления базовых решающих правил, выступающих основой формирования управленческих решений в условиях неопределенности полета КА, использовались разработанные аналитические зависимости траекторных координат от плотности атмосферы, то есть от параметра, являющегося определяющим источником возмущающих влияний на динамику движения аппарата. Такое структурное построение расчетных соотношений позволяет разработать формулы для определения параметров корректирующих управляющих воздействий в зависимости от текущих (в том числе и от возмущенных) положений КА.

Анализ зависимостей (4), (5) показывает, что управляющие функции  $U$ , влияющие на характер движения КА в продольной плоскости, содержатся в явном виде в дифференциальном уравнении для расчета траекторного угла  $\theta$ , а влияющие на боковое маневрирование аппарата – в уравнении для определения курсового угла  $\varepsilon$ . Это дает возможность формирования решающих

правил в виде аналитических зависимостей типа  $U_j = f(\xi_i, S_i, S_{i+1})$  [14] на основе соотношений (4) и (5).

Преобразуем уравнение для вычисления траекторного угла  $\theta$  в зависимости от плотности атмосферы  $\rho$  к виду

$$\theta^2 = \theta_0^2 + \frac{2}{\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \cos \gamma - M_1 \right) (\rho_0 - \rho).$$

В результате формулу для определения управляющих воздействий аэродинамическими силами  $U = (C_y \cos \gamma)$  на интервалах кусочного постоянства запишем следующим образом:

$$U = (C_y \cos \gamma) = \frac{2mM_1}{S} + \frac{2m\beta(\theta_{i+1}^2 - \theta_i^2)}{S(\rho_i - \rho_{i+1})}.$$

Анализ данной зависимости позволяет оценить качественный характер влияния возможных отклонений плотности атмосферы от заранее прогнозируемых значений  $\delta\rho$  на корректирующие управляющие воздействия  $U$ . Нетрудно видеть, что возрастание плотности  $\rho_i$  приводит к необходимости увеличения управляющей функции  $U$  на траекториях снижения КА в атмосфере, то есть при  $|\theta_{i+1}| > |\theta_i|$ , и к уменьшению  $U$  на участках рикошета траектории полета, где высота движения аппарата возрастает и соблюдается неравенство  $|\theta_{i+1}| < |\theta_i|$ . Причем изменение величины  $U$  может быть достигнуто за счет варьирования как угла крена  $\gamma$ , так и угла атаки  $\alpha$ , влияющего на аэродинамический коэффициент подъемной силы  $C_y(\alpha)$ , а следовательно, и на величину аэродинамического качества.

Для составления функциональной зависимости вариаций управляющей функции  $\delta U$  от отклонений плотности атмосферы  $\delta\rho$  воспользуемся формулой

$$\frac{\delta U}{\delta\rho} \approx \frac{\partial U}{\partial\rho} = \frac{2m\beta(\theta_{i+1}^2 - \theta_i^2)}{S(\rho_i - \rho_{i+1})^2}.$$

Окончательная зависимость для расчета  $\delta U$  будет иметь вид

$$\delta U = \frac{2m\beta(\theta_{i+1}^2 - \theta_i^2)}{S(\rho_i - \rho_{i+1})^2} \delta\rho. \quad (7)$$

Итак, с помощью представленного соотношения (7) могут быть определены корректирующие программы управления КА в зависимости от возможных отклонений плотности атмосферы  $\delta\rho$  от заранее прогнозируемых значений. Как видно, для одинаковых отклонений  $\delta\rho$  величины  $\delta U$  будут больше при полете КА на меньших высотах, то есть в условиях повышенной плотности атмосферы, а также при большей крутизне траекторий полета аппарата.

Для составления зависимости между управляющими воздействиями  $U$  и параметрами движения КА в боковом направлении воспользуемся соотношением (6). После его преобразования получим формулу

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{2\sqrt{A_1}}{\beta} \left( \frac{C_y S}{2m} \sin \gamma - M_2 \right) \times \left( \sqrt{\rho - \frac{A_2}{A_1}} - \sqrt{\rho_0 - \frac{A_2}{A_1}} \right). \quad (8)$$

Как и в рассмотренном выше случае коррекции траекторных углов полета КА в моменты времени  $t_i$  измеряются значения плотности атмосферы  $\rho_i$  и перегрузки  $n_{xi}$ . С учетом этих значений рассчитывается скорость движения КА  $V_i$ :

$$V_i = \sqrt{\frac{2mgn_{xi}}{C_x S \rho_i}}.$$

Зная скорость  $V_i$  при  $t = t_i$  и параметры  $\varphi_{i-1}$  и  $\varepsilon_{i-1}$  в моменты предыдущих измерений  $t_{i-1}$ , определим уточненные значения широты подспутниковой точки КА  $\varphi_i(t_i)$  и коэффициента  $M_2(t_i)$ , входящих в формулу (9):

$$\varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{V_i}{R} \sin \varepsilon_{i-1};$$

$$M_2(t_i) = \frac{\varphi_i \cos \varepsilon_{i-1}}{\rho_i R}.$$

По формуле (8) определяется текущая величина курсового угла  $\varepsilon_i$ , которая сравнивается с прогнозируемым номинальным значением  $\varepsilon_{ni}$  на оптимальных траекториях полета, соответствующим

измеренным значениям плотности атмосферы  $\rho_i$ . Отклонения значений  $\varepsilon_i$  от  $\varepsilon_{ni}$  компенсируются за счет реализации в момент времени  $t_i$  корректирующей программы управления  $U = (C_y \sin \gamma)$ , определяемой на основе зависимостей (8):

$$U = C_y \sin \gamma (t_i) = \frac{2mM_2}{S} + \frac{m\beta(\varepsilon_{ni} - \varepsilon_i)}{S\sqrt{A_1}(\sqrt{\rho_i - A_2/A_1} - \sqrt{\rho_{i-1} - A_2/A_1})}. \quad (9)$$

Анализ данного уравнения показывает, что фактором, в наибольшей степени определяющим значения  $U$ , является различие между текущими и прогнозируемыми значениями курсовых углов траектории движения КА  $\varepsilon_i$  и  $\varepsilon_{ni}$ . Эти углы, в свою очередь, существенно влияют на значения боковой дальности спуска аппарата в атмосфере  $L_6$ . Следовательно, требования к точности вычисления корректирующих функций  $U = C_y \sin \gamma$  в значительной мере определяются допустимыми погрешностями в определении дальности  $L_6$ . Учитывая, что приоритетные задачи планируемых программ исследования дальнего космоса не связаны с обеспечением высокоточной посадки КА в области достаточно малых размеров на поверхности планет назначения (существующие технические требования к проведению экспедиций дальнего космоса определяют необходимость выполнения спуска аппаратов в некоторые укрупненные районы без жесткой привязки к конкретным географическим координатам точки посадки на поверхности планеты), приемлемое управление спускаемыми аппаратами в боковом направлении может быть обеспечено при реализации корректирующих воздействий, рассчитываемых в соответствии с зависимостью (9).

Итак, с использованием уравнения (9) можно определить необходимые корректирующие воздействия на динамику полета КА в боковом направлении на основе измерений плотности атмосферы и перегрузки в зависимости от отклонений параметров реальных траекторий от номинальных.

С помощью соотношений (4)–(9) можно выполнить оперативное нахождение корректирующих программ управления КА и реализовать движение КА в атмосфере по траекториям,

близким к оптимальным, даже в условиях значительных воздействий возмущающих факторов на динамику полета аппарата.

## 2. Алгоритм поддержки принятия управленческих решений при спуске КА в атмосферах планет

На основе преобразования данных в процессе диагностики полетных ситуаций осуществляется автономная выработка управляющих воздействий на КА. Этот этап является наиболее сложным при формировании алгоритмов управления. Существующие аналоги способов выработки управленческих решений в основном базируются на применении заранее установленных соотношений между параметрами идентифицируемого состояния КА и командными воздействиями.

Вместе с тем могут возникать такие полетные ситуации, при которых практически невозможно заранее сформулировать необходимые логические соотношения. Например, при входе в атмосферу планеты условия полета КА могут отличаться от номинальных в достаточно широких пределах по значительному числу параметров: крутизне траектории, скорости полета, нарастающую перегрузку, плотности атмосферы и т. д.

Вышеизложенные факторы предопределяют необходимость выработки автономных управленческих решений при полете КА на атмосферном участке в условиях жестких временных ограничений [15–20]. Следует отметить, что основная сложность решения этой задачи в необходимости определения управляющих корректирующих воздействий на основе анализа нелинейных систем дифференциальных уравнений, не имеющих аналитических решений.

Опишем основные этапы процесса выработки и принятия управленческих решений.

*Этап 1.* Основным целевым назначением блока идентификации полетных ситуаций является оценка уровня совпадения параметров реальных траекторий движения КА с соответствующими параметрами номинальной траектории. Отметим, что наиболее важным параметром, определяющим основной признак сравнения качественного характера реального и номинального движения КА, является угол наклона вектора скорости к местному горизонту (траекторный угол)  $\theta$ . Значительные отклонения этого параметра могут свидетельствовать о чрезмерном изменении кру-

тизны траектории полета КА и о возможных нарушениях целей космических миссий (вылет КА из атмосферы вместо посадки спускаемого аппарата на поверхность планеты, превышение максимальных перегрузок и температур сверх допустимых значений). Для расчета параметров реального движения КА измерительными средствами блока, в частности датчиками измерения плотности атмосферы, с достаточно малыми интервалами времени  $\Delta t = t_{i+1} - t_i$  определяются значения плотности атмосферы  $\rho_i$  на различных высотах полета КА  $h_i$ .

На основании измеренных значений плотности атмосферы  $\rho_i$  рассчитываются значения траекторного угла  $\theta_{\rho i}$  на реальных траекториях движения КА.

В результате формируется массив значений  $\theta_{\rho i}$ , соответствующих плотностям атмосферы  $\rho_i$ , измеренным в моменты времени  $t_i$  на различных высотах  $h_i$ . Путем сравнения расчетных величин  $\theta_{\rho i}$  с номинальными  $\theta_{ni}$  для каждого момента измерений  $t_i$  делается вывод о необходимости (или ее отсутствии) проведения коррекций траекторий движения КА. Причем рекомендации по их проведению даются при устойчивом нарастающем характере отклонения значений  $\theta_{\rho i}$  относительно  $\theta_{ni}$ :

$$\delta\theta_i(t_i, h_i) = \theta_{\rho i}(t_i, h_i) - \theta_{ni}(t_i, h_i).$$

Таким образом, необходимо проведение коррекций при наступлении следующих формализованных событий для каждого момента измерений  $t_i$ :

$$S_1: \delta\theta_i(t_i, h_i) > 0 \wedge \delta\theta_{i+1}(t_{i+1}, h_{i+1}) > \delta\theta_i(t_i, h_i);$$

$$S_2: \delta\theta_i(t_i, h_i) < 0 \wedge \delta\theta_{i+1}(t_{i+1}, h_{i+1}) < \delta\theta_i(t_i, h_i).$$

В случаях невыполнения указанных условий или при их выполнении не для всех моментов измерений решение о проведении коррекций движения КА переносится до наступления событий  $S_1$  или  $S_2$ . При этом событие  $S_1$  соответствует необходимости проведения коррекций, предусматривающих снижение аэродинамического качества, то есть либо увеличение угла крена  $\gamma$ , либо отклонение угла атаки  $\alpha$  от положения, соответствующего максимальному значению аэродинамического коэффициента подъемной силы. При наступлении события  $S_2$  необходимо увеличивать аэродинамическое качество КА.

Итак, с помощью проведения измерений бортовыми средствами блока идентификации полетных ситуаций устанавливается необходимость проведения оперативных коррекций траекторий движения КА в атмосфере путем изменения аэродинамического качества.

*Этап 2.* После выявления признаков отклонения реальных траекторий движения КА от прогнозируемых на средства машины логических заключений выдается формализованная информация о наступлении событий  $S_1$  или  $S_2$ , на основании которых определяются параметры корректирующей программы управления КА.

При полете КА по более пологим траекториям, по сравнению с номинальными, то есть при возникновении угрозы несанкционированного вылета спускаемого аппарата из атмосферы (событие  $S_1$ ), целесообразно применять программу постепенного уменьшения аэродинамического качества с непрерывным контролем изменения крутизны траектории. При резком снижении аэродинамического качества до нулевого или отрицательного значений может наступить процесс интенсивного уменьшения высоты полета, что приведет к возрастанию максимальных перегрузок и температур, действующих на КА, сверх допустимых значений.

В случаях наступления события  $S_2$  целесообразно, как можно быстрее, переводить КА на режим полета с нулевым углом крена, то есть с максимально возможным значением эффективного аэродинамического качества на заданном балансировочном угле атаки  $\alpha$ . При этом угол  $\alpha$  следует выбирать из условия сокращения разницы между траекторными углами  $\theta$  для реальной и номинальной траекторий.

Информация о расчетных значениях отклонений углов  $\delta\theta$  поступает из машины логических заключений в базу знаний, где вырабатываются решающие правила для коррекции движения КА, после чего сформированная программа управления вновь поступает на средства машины логических заключений.

Формальная запись базовых решающих правил, определяющих программу изменения аэродинамического качества, составленную на основе разработанной зависимости (8), имеет следующий вид:

$$\text{если } S_1 \wedge S_2, \text{ то } \delta(C_y \cos \gamma) = \frac{2m\beta(\theta_{pi}^2 - \theta_{ni}^2)}{S(\rho_{pi} - \rho_{ni})}.$$

Из рассмотрения представленного правила нетрудно увидеть, что при положительных отклонениях значений угла наклона вектора скорости к местному горизонту  $\delta\theta$ , следовательно, при снижении плотности атмосферы, корректирующие значения аэродинамического качества снижаются, а при отрицательных – увеличиваются.

Для окончательного принятия решения о целесообразности реализации рекомендуемой корректирующей программы управления информация о сформированных решающих правилах передается на блок моделирования и прогнозирования параметров движения КА для проверки корректности разработанной программы.

*Этап 3.* Эффективность проведения коррекций движения КА при спуске на аэродинамическом участке во многом определяется частотой измерений плотности атмосферы планеты, последующих расчетов траекторных углов полета и формирования программ управления. Наряду с перечисленным важным фактором обеспечения надежности реализации корректирующих воздействий является проверка правильности рекомендуемых управленческих решений путем прогнозирования участков полета КА после исполнения программ управления.

Средствами блока моделирования и прогнозирования после каждого обновления корректирующих программ проводится прогнозирование последующих участков полета КА. При этом считается, что корректирующая программа составлена правильно, если после ее реализации обеспечивается уменьшение отклонений между траекторными углами  $\delta\theta$ . В противных случаях в программу управления вносятся итерационные поправки по изменению углов крена и/или атаки для снижения отклонений  $\delta\theta$ .

Несмотря на возможный итерационный характер вычислительного процесса, расчет прогнозируемых параметров движения КА обеспечивается на высоком уровне оперативности. Это достигается, во-первых, за счет использования аналитических зависимостей компактного вида и, во-вторых, из-за прогнозирования только начального этапа траекторий полета после проведения коррекции. По результатам расчетов делается вывод о характере эволюции отклонений  $\delta\theta$ . После выполнения условий об установлении факта сокращения расхождений между расчетными и номинальными значениями траекторных углов принимаются решения об исполнении разработанных программ управления аэродинамическим качеством. Такой процесс поддержки принятия и реализации управ-

ленческих решений продолжается в течение всего полета КА на атмосферном участке до момента посадки на поверхность планеты.

На рис. 1 представлена схема функционирования системы управления в процессе принятия решений при управлении КА в атмосфере.

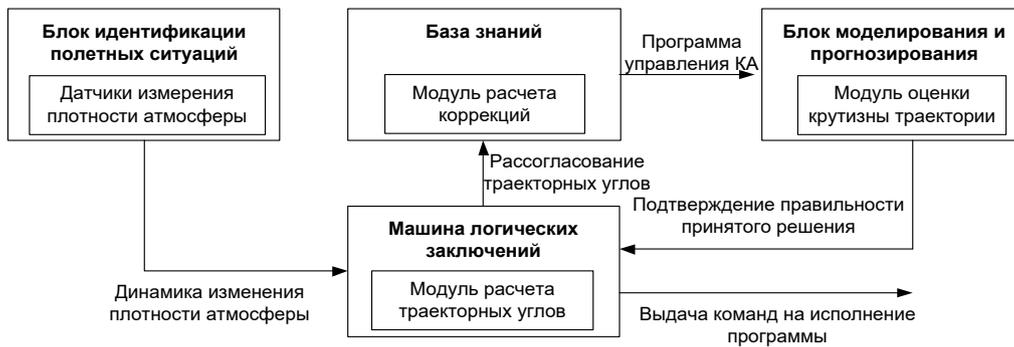


Рис. 1. Схема функционирования системы управления при спуске КА в атмосфере

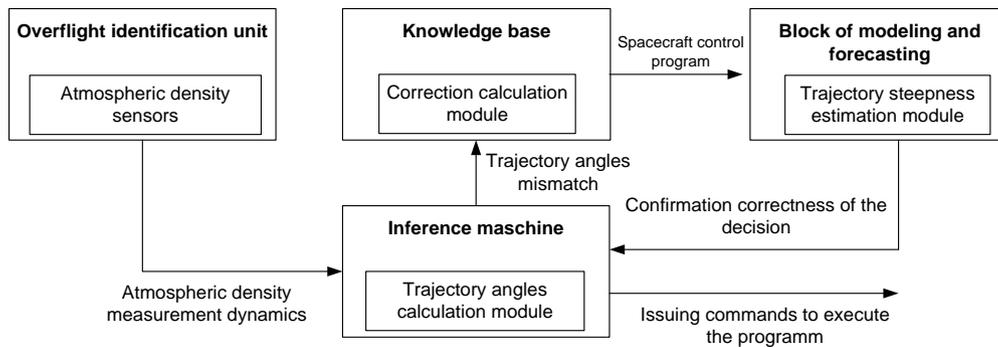


Figure 1. Diagram of the operation of the control system during the spacecraft descent in the atmosphere

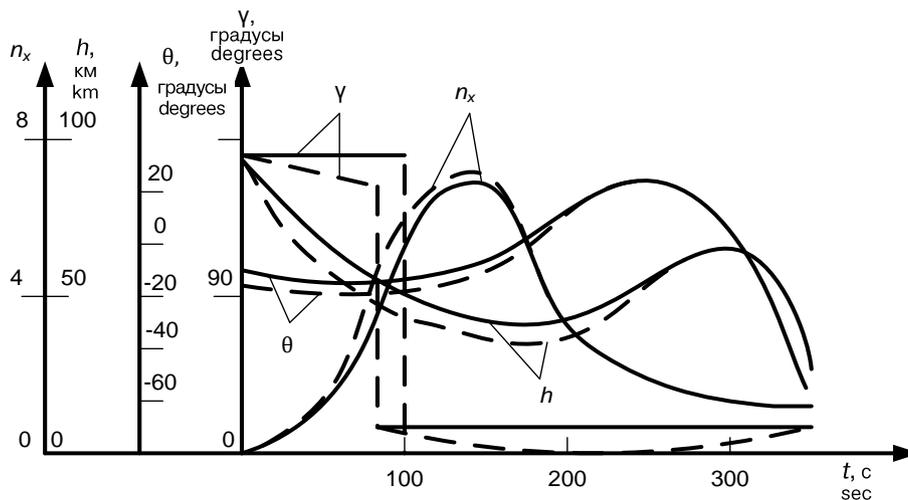


Рис. 2. Изменение высоты  $h$ , траекторного угла  $\theta$ , перегрузки  $n_x$  и угла крена  $\gamma$  при использовании алгоритма управления КА в атмосфере Марса:

$V_0 = 60 \text{ км/с}$ ;  $\theta_0 = -10^\circ$ ;  $K_6 = 0,5$ ;  $P_x = 500 \text{ кг/м}^2$ ; сплошные линии – номинальная траектория; штриховые линии – возмущенная траектория

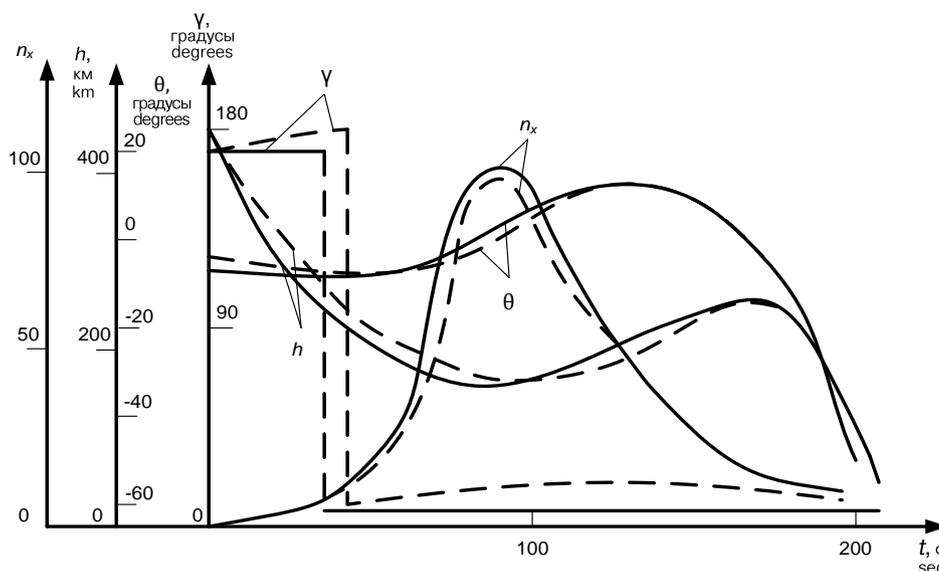
Figure 2. Change altitude  $h$ , trajectory angle  $\theta$ , overload  $n_x$  and roll angle  $\gamma$  when using the spacecraft control algorithm in the Martian atmosphere:

$V_0 = 60 \text{ км/с}$ ;  $\theta_0 = -10^\circ$ ;  $K_6 = 0,5$ ;  $P_x = 500 \text{ кг/м}^2$ ; solid lines – nominal trajectory; dashed lines – perturbed trajectory

Для оценки работоспособности алгоритма управления приведены наиболее характерные примеры парирования возмущающих воздействий при спуске КА в атмосферах Марса и Юпитера. На рис. 2 представлены зависимости высоты полета  $h$ , угла наклона вектора скорости к местному горизонту  $\theta$ , управляющего угла крена  $\gamma$ , перегрузки  $n_x$  от времени спуска  $t$  для номинальной и возмущенной траекторий спуска КА в атмосфере Марса.

При проведении расчетов возмущенной траектории угол входа КА в атмосферу определялся с помощью датчика случайных величин с использованием нормального закона распределения параметра  $\theta_0$  при математическом ожидании, равном номинальному значению  $\theta_{H0} = -10^\circ$ , и диспер-

сии, соответствующей величине навигационного коридора входа  $\Delta h_{\text{п}}^{\text{HAB}} = \pm 20$  км [6; 20]. Так, для представленной на рис. 3 возмущающей траектории  $\theta_{B0} = -10,6^\circ$ . Для определения номинальных траекторий в случаях положительных отклонений абсолютных значений  $\delta|\theta_0| = |\theta_{B0}| - |\theta_{H0}|$  использовалась минимальная модель плотности атмосферы Марса ( $\theta_{B0}$  – угол входа в атмосферу при возмущенной траектории,  $\theta_{H0}$  – угол входа в атмосферу при номинальной траектории), а при расчете возмущенных траекторий – максимальная модель. В случаях  $\delta|\theta_0| < 0$  номинальные траектории рассчитывались для максимальной модели, а возмущенные – для минимальной.



**Рис. 3.** Изменение высоты  $h$ , траекторного угла  $\theta$ , перегрузки  $n_x$  и угла крена  $\gamma$  при использовании алгоритма управления КА в атмосфере Юпитера:

$V_0 = 60$  км/с;  $\theta_0 = -6,5^\circ$ ;  $K_6 = 0,6$ ;  $P_x = 200$  кг/м<sup>2</sup>; сплошные линии – номинальная траектория; штриховые линии – возмущенная траектория

**Figure 3.** Change altitude  $h$ , trajectory angle  $\theta$ , overload  $n_x$  and roll angle  $\gamma$  when using the spacecraft control algorithm in the atmosphere of Jupiter:

$V_0 = 60$  km/s;  $\theta_0 = -6.5^\circ$ ;  $K_6 = 0.6$ ;  $P_x = 200$  kg/m<sup>2</sup>; solid lines – nominal trajectory; dashed lines – perturbed trajectory

Из рассмотрения представленных зависимостей видно, что для компенсации достаточно большого рассогласования траекторных углов, достигающего  $\sim 1^\circ$  к 85-й секунде движения КА в атмосфере, осуществляется уменьшение значения угла крена  $\gamma$ . Так, от входа КА в атмосферу до 85-й секунды полета угол  $\gamma$  снижается от  $\gamma_0 = 165^\circ$  до  $\gamma = 147^\circ$ . С этой же целью отрабатывается более раннее переключение аэродинамического качества на положительное значение. Учитывая малую плотность атмосферы на начальном участке полета и значительные отклонения

углов  $\theta$  от номинальных, реализуемая программа управления позволяет лишь замедлить темп роста рассогласования траекторных углов: к моменту переключения угла  $\gamma$  величина  $\delta\theta$  снижается лишь до  $0,9^\circ$ . На этом участке спуска перегрузка, действующая на КА, примерно на 2–3 единицы больше, чем на номинальной траектории.

Существенное сближение траекторий наступает после того, как эффективное аэродинамическое качество принимает положительное значение и происходит плавное снижение угла крена  $\gamma$  от  $15^\circ$  до нуля. Так, к моменту рикошета

траектории аппарата отклонение  $\delta\theta$  уменьшается до  $0,3^\circ$ , а к 210-й секунде полета в атмосфере – до  $0,08^\circ$ . В дальнейшем для предотвращения роста углов  $\theta$  относительно номинальных значений отрабатывается увеличение угла  $\gamma$  от  $15^\circ$ . Следует отметить, что максимальная перегрузка  $n_{\max}$  на возмущенной траектории незначительно (примерно на 1,5 единицы) превышает расчетное номинальное значение.

На рис. 3 приведены результаты расчетов параметров спуска КА в атмосфере Юпитера на номинальной и возмущенной траекториях: высоты  $h$ , углов  $\theta$  и  $\gamma$ , перегрузки  $n$ . Как и при расчете номинальной траектории полета КА в атмосфере Марса, рассматривалась программа однократного переключения угла крена  $\gamma$  с  $165^\circ$  на  $15^\circ$ . Отклонение угла входа КА в атмосферу на возмущенной траектории от номинального значения определялось с учетом нормального закона распределения параметра  $\theta_0$  внутри навигационного коридора входа по высоте условного перифенра, равного  $\Delta h_{\text{п}}^{\text{нав}} = \pm 550$  км [6]. При расчете номинальной траектории использовалась средняя (номинальная) модель плотности атмосферы Юпитера, а при моделировании возмущенной траектории применялась либо максимальная модель (при большей крутизне траектории входа), либо минимальная (при меньшей крутизне). Это соответствует наименее благоприятному сочетанию навигационных ошибок и вариаций плотности атмосферы с точки зрения увеличения максимальных перегрузок и температур в первом случае и возможности несанкционированного вылета из атмосферы – во втором.

Для приведенного варианта расчета возмущенной траектории угол входа КА в атмосферу составляет  $\theta_{\text{в0}} = -5,9^\circ$  (для номинальной траектории  $\theta_{\text{н0}} = -6,5^\circ$ ), что соответствует выбору минимальной модели.

В связи с чрезвычайно высокой скоростью движения КА и сравнительно малой плотностью атмосферы на начальном участке полета отличие крутизны номинальной и возмущенной траекторий сначала увеличивается. Так, если в момент входа КА в атмосферу отклонение  $\delta\theta$  составляет  $0,6^\circ$ , то к 25-й секунде полета оно возрастает до  $0,85^\circ$ . При этом управляющий угол  $\gamma$  монотонно увеличивается, достигнув своего максимума  $\gamma = \pi$  к 40-й секунде полета. Применение такой корректирующей программы позволяет лишь замедлить темп роста рассогласования  $\delta\theta$ .

Другим фактором замедления роста  $\delta\theta$  является более позднее переключение (примерно на 7 секунд) эффективного аэродинамического качества на положительное значение. После реализации переключения углы  $\theta$  на возмущенной траектории начинают приближаться к своим номинальным значениям: отклонение  $\delta\theta$  через 8 секунд после момента переключения уменьшается до  $0,25^\circ$ . Для дальнейшего снижения величины  $\delta\theta$  управляющий угол  $\gamma$  возрастает, достигая к 100-й секунде своего локального максимума, равного  $22^\circ$ . Использование такой программы управления уже к 115-й секунде полета КА в атмосфере обеспечивает качественное совпадение возмущенной и номинальной траекторий с отклонениями  $\delta\theta$ , не превышающими  $0,05^\circ$ . В связи с этим угол  $\gamma$  снижается до своего номинального значения  $\gamma = 15^\circ$ . Как и следовало ожидать, в связи с меньшей крутизной начального участка возмущенной траектории полета максимальная перегрузка несколько меньше ( $\sim$  на 10 единиц) соответствующего значения для номинальной траектории.

Таким образом, проведенные расчеты, часть из которых представлена на рис. 2 и 3, показали высокую эффективность применения алгоритма управления эффективным аэродинамическим качеством при спуске КА в атмосферах Марса и Юпитера. Даже при наиболее неблагоприятных сочетаниях навигационных ошибок и вариаций плотности атмосферы отработка составленных корректирующих программ управления в большинстве случаев обеспечивает качественное совпадение возмущенных и номинальных траекторий. Разработанные алгоритмы могут быть эффективно применены при движении КА в атмосферах планет при различных краевых условиях, ограничениях, проектных характеристиках аппарата и моделях атмосферы.

Разработанный алгоритм поддержки принятия автономных управленческих решений позволяет осуществить устойчивое управление КА относительно номинальных траекторий полета, что обеспечивает возможность надежного выполнения целевых задач космических миссий. Алгоритм может быть эффективно применен при движении КА в атмосферах планет в широком диапазоне изменения краевых условий, ограничений, проектных характеристик аппарата и атмосферы.

## Заключение

С использованием базовых правил рассчитываются корректирующие воздействия при управлении КА в продольной плоскости полета. Разработан алгоритм поддержки принятия управленческих решений при спуске КА в атмосфере планет. Представлены описания процесса взаимодействия отдельных блоков системы автономного управления при идентификации полетных ситуаций, формировании корректирующих программ, проверке корректности принятия рекомендуемых решений.

Сформированы аналитические зависимости для расчета траекторий движения КА на атмосферном участке полета. В основу расчета параметров движения КА в атмосфере положен алгоритм преобразования исходной системы дифференциальных уравнений, где в качестве независимого аргумента используется плотность атмосферы на высоте полета КА. Такое преобразование обусловлено тем, что с помощью измерений этого параметра может осуществляться идентификация полетных ситуаций с последующей выработкой рекомендаций по принятию управленческих решений. Показано, что при полном качественном совпадении данных, рассчитанных с использованием аналитических зависимостей и результатов численного интегрирования, вычислительные погрешности не превышают 3 %.

Заложенные в систему возможности прогнозирования различных динамических режимов полета КА дают возможность принятия оперативных управленческих решений, в том числе в условиях быстро меняющихся ситуаций с КА и в условиях неопределенности. К элементам научной новизны следует отнести структурное построение системы, нацеленность многоэтапного процесса формирования логических заключений на достижение задаваемых целей управления, составление решающих правил в виде аналитических зависимостей от текущего состояния КА, а также возможность автоматизированной идентификации вновь возникающих нестандартных ситуаций и последующего накопления базы знаний. Разработанный алгоритм может найти широкое применение при проектировании перспективных миссий ближнего и дальнего космоса.

## Список литературы

1. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритм управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975. 400 с.
2. *Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
3. *Аношин Ю.М., Бобылев А.В., Ярошевский А.Я.* Управление траекторией космического аппарата с малым аэродинамическим качеством при спуске в атмосфере // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII. № 5. С. 79–92.
4. *Omar S., Bevilacqua R.* Guidance, navigation, and control solutions for spacecraft re-entry point targeting using aerodynamic drag // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 155. Pp. 389–405. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.10.016>
5. *Sanyal A., Holguin L., Viswanathan S.P.* Guidance and control for spacecraft autonomous chasing and close proximity maneuvers // *IFAC Proceedings Volumes*. 2012. Vol. 45. Issue 13. Pp. 753–758. <https://doi.org/10.3182/20120620-3-DK-2025.00068>
6. *Иванов Н.М., Мартынов А.И.* Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985. 384 с.
7. *Ярошевский В.А.* Приближенный расчет траекторий входа в атмосферу // *Космические исследования*. 1964. Т. 2. № 4. С. 15–21.
8. *Чепмен Д.Р.* Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет. М.: Иностранная литература, 1962. 298 с.
9. *Соколов Н.Л., Живоглазов Е.Г.* Приближенный аналитический метод расчета траекторий движения КА в атмосфере с работающей двигательной установкой // *Космические исследования*. 1989. Т. 27. № 4. С. 520–527.
10. *Иванов Н.М., Мартынов А.И.* Управление движением космического аппарата в атмосфере Марса. М.: Наука, 1977. 415 с.
11. *Шкадов Л.М., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П.* Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972. 244 с.
12. *Соколов Н.Л.* Приближенный аналитический метод расчета пространственных маневров космического аппарата в атмосфере // *Космические исследования*. 1988. Т. 26. № 2. С. 209.
13. *Соколов Н.Л.* Исследование оптимального двухпараметрического управления при движении КА в атмосфере // *Космические исследования*. 1989. Т. 26. № 1. С. 64–70.
14. *Орлов Д.А., Купреев С.А., Самусенко О.Е., Мельников В.М., Буркова И.В.* Методический подход к решению проблемы автономного парирования нестандартных ситуаций при управлении космическим аппаратом // *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*. 2023.

Т. 24. № 1. С. 17–29. <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2023-24-1-17-29>

15. Lagona E., Hilton S., Afful A., Gardi A., Sabatini R. Autonomous trajectory optimisation for intelligent satellite systems and space traffic management // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 194. Pp. 185–201. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.01.027>

16. LaVallee D.B., Jacobsohn J., Olsen C., Reilly J. Intelligent control for spacecraft autonomy – an industry survey // *Space 2006*. Session: EX-1: Automation Technologies. San Jose, California, 19–21 September 2006. <https://doi.org/10.2514/6.2006-7384>

17. Hao Z., Ashith Shyam R.B., Rathinam A., Gao Y. Intelligent spacecraft visual GNC architecture with the state-of-the-art AI components for on-orbit manipulation // *Frontiers in Robotics and AI*. 2021. Vol. 8. Article 639327. <http://doi.org/10.3389/frobt.2021.639327>

18. Pavlov A.N., Kovtun V.S. Cognitive-synergetic approach to the design of automated spacecraft with onboard systems with variability properties // *Proceedings of Models and Methods for Researching Information Systems in Transport 2020* (St. Petersburg, 11–12 December 2020). 2021. Vol. 2803. Pp. 76–83. <https://doi.org/10.24412/1613-0073-2803-76-83>

19. Bieliakov R.O., Radzivilov H.D., Fesenko O.D., Vasylenko V.V., Tsurian O.G., Shyshatskiy A.V., Romanenko V.P. Method of the intelligent system construction of automatic control of unmanned aircraft apparatus // *Radio Electronics, Computer Science, Control*. 2019. No. 1. Pp. 218–229.

20. Венцель Е.С. Исследование операций. М.: Советское радио, 1972. 407 с.

## References

1. Okhotsimskiy DE, Golubev YuF, Sykharulidze YuG. *Algorithm of control of the spacecraft during reentry into the atmosphere*. Moscow: Nauka Publ.; 1975. (In Russ.)

2. Okhotsimskiy DE, Sykharulidze YuG. *Fundamentals of space flight mechanics*. Moscow: Nauka Publ.; 1990. (In Russ.)

3. Anoshyn YuM, Bobylev AV, Yaroshevsky AY. Trajectory control of a spacecraft with low aerodynamic quality during descent into the atmosphere. *Uchenye Zapiski TsAGI*. 2012;XLIII(5):79–92. (In Russ.)

4. Omar S, Bevilacqua R. Guidance, navigation, and control solutions for spacecraft re-entry point targeting using aerodynamic drag. *Acta Astronautica*. 2019;155:389–405. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.10.016>

5. Sanyal A, Holguin L, Viswanathan SP. Guidance and control for spacecraft autonomous chasing and close proximity maneuvers. *IFAC Proceedings Volumes*. 2012;45(13):753–758. <https://doi.org/10.3182/20120620-3-DK-2025.00068>

6. Ivanov NM, Martynov AI. *Movement of spacecraft in the atmospheres of the planets*. Moscow: Nauka Publ.; 1985. (In Russ.)

7. Yaroshevsky VA. Approximate calculation of trajectories of entry into the atmosphere. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1964;2(4):15–21. (In Russ.)

8. Chapman DR. *An approximate analytical method of studying the entry of bodies into the atmospheres of planets*. Moscow: Inostrannaya Literatura Publ.; 1962. (In Russ.)

9. Sokolov NL, Zhivoglavov EG. An approximate analytical method for calculating trajectories of spacecraft motion in the atmosphere with a working propulsion system. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1989;27(4):520–527. (In Russ.)

10. Ivanov NM, Martynov AI. *Control of the movement of the spacecraft in the atmosphere of Mars*. Moscow: Nauka Publ.; 1977. (In Russ.)

11. Shkadov LM, Bukhanova RS, Illarionov VF, Plokhikh VP. *Mechanics of optimal spatial movement of aircraft in the atmosphere*. Moscow: Mashinostroenie Publ.; 1972. (In Russ.)

12. Sokolov NL. An approximate analytical method for calculating spatial maneuvers of a spacecraft in the atmosphere. *Space Studies*. 1988;26(2):209. (In Russ.)

13. Sokolov NL. Investigation of the optimal two-parameter control during spacecraft movement in the atmosphere. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1989;26(1):64–70. (In Russ.)

14. Orlov DA, Kupreev SA, Samusenko OE, Melnikov VM, Burkova IV. A methodical approach to solving the problem of autonomous parrying of contingencies situations in spacecraft control. *RUDN Journal of Engineering Research*. 2023;24(1):17–29. (In Russ.) <http://doi.org/10.22363/2312-8143-2023-24-1-17-29>

15. Lagona E, Hilton S, Afful A, Gardi A, Sabatini R. Autonomous trajectory optimization for intelligent satellite systems and space traffic management. *Acta Astronautica*. 2022;194:185–201. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.01.027>

16. LaVallee DB, Jacobsohn J, Olsen C, Reilly J. Intelligent control for spacecraft autonomy – an industry survey. *Space 2006. Session: EX-1: Automation Technologies*. San Jose, California, 19–21 September 2006. <https://doi.org/10.2514/6.2006-7384>

17. Hao Z, Ashith Shyam RB, Rathinam A, Gao Y. Intelligent spacecraft visual GNC architecture with the state-of-the-art AI components for on-orbit manipulation. *Frontiers in Robotics and AI*. 2021;8:639327. <https://doi.org/10.3389/frobt.2021.639327>

18. Pavlov AN, Kovtun VS. Cognitive-synergetic approach to the design of automated spacecraft with onboard systems with variability properties // *Proceedings of Models and Methods for Researching Information Sys-*

tems in Transport 2020 (St. Petersburg, 11–12 December 2020). 2021;2803:76–83. <https://doi.org/10.24412/1613-0073-2803-76-83>

19. Bieliakov RO, Radzivilov HD, Fesenko OD, Vasylichenko VV, Tsaturian OG, Shyshatskiy AV, Romanenko VP.

Method of the intelligent system construction of automatic control of unmanned aircraft apparatus. *Radio Electronics, Computer Science, Control*. 2019;(1):218–229.

20. Wenzel ES. *Operations research*. Moscow: Sovetskoye Radio Publ.; 1972. (In Russ.)

#### Сведения об авторах

**Орлов Дмитрий Александрович**, кандидат технических наук, доцент департамента механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6; ORCID: 0000-0002-2733-4479, Scopus Author ID: 57193905914, eLIBRARY SPIN-код: 5313-6772; orlov-da@rudn.ru

**Купреев Сергей Алексеевич**, доктор технических наук, профессор департамента механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6; ORCID: 0000-0002-8657-2282, Scopus Author ID: 57201885865, eLIBRARY SPIN-код: 2287-2902; kupreev-sa@rudn.ru

**Самусенко Олег Евгеньевич**, кандидат технических наук, директор департамента инновационного менеджмента в отраслях промышленности, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6; ORCID: 0000-0002-8350-9384, eLIBRARY SPIN-код: 6613-5152; samusenko@rudn.ru

**Мельников Виталий Михайлович**, академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского и Международной академии информатизации, доктор технических наук, профессор департамента механики и процессов управления, инженерная академия, Российский университет дружбы народов, Российская Федерация, 117198, Москва, ул. Миклухо-Маклая, д. 6; ORCID: 0000-0002-2114-7891, Scopus Author ID: 16646368100, eLIBRARY AuthorID: 185305; vitalymelnikov45@yandex.ru

#### About the authors

**Dmitry A. Orlov**, Ph.D of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, 6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-2733-4479, Scopus Author ID: 57193905914, eLIBRARY SPIN-code: 57193905914; orlov-da@rudn.ru

**Sergei A. Kupreev**, Doctor of Sciences (Techn.), Professor of the Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, 6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-8657-2282, e-LIBRARY SPIN-code: 2287-2902; kupreev-sa@rudn.ru

**Oleg E. Samusenko**, Ph.D of Technical Sciences, Head of the Department of Innovation Management in Industries, Academy of Engineering, RUDN University, 6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-8350-9384, eLIBRARY SPIN-code: 6613-5152; samusenko@rudn.ru

**Vitaly M. Melnikov**, Academician of the K.E. Tsiolkovsky Russian Academy of Cosmonautics and International Academy of Informatization, Doctor of Sciences (Techn.), Professor of the Department of Mechanics and Control Processes, Academy of Engineering, RUDN University, 6 Miklukho-Maklaya St, Moscow, 117198, Russian Federation; ORCID: 0000-0002-2114-7891, Scopus Author ID: 16646368100, eLIBRARY AuthorID: 185305; vitalymelnikov45@yandex.ru