

Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации

© А.Ю. Кутоманов, С.И. Кудрявцев

ФГУП ЦНИИмаш, Королёв, 141070, Россия

Рассмотрены вопросы оперативного обеспечения безопасного возвращения экипажа при срочном и экстренном спуске космического аппарата (КА). Проведен анализ актуальности разработки алгоритма безопасного спуска КА при невозможности посадки в штатные полигоны. Сформулированы основные требования к системе управления спуском пилотируемого корабля, необходимые для работы алгоритма. Проанализированы результаты модернизации алгоритма обеспечения безопасного спуска для работы в оперативном контуре управления.

Ключевые слова: *комбинированная система управления, высокоточное управление спуском, спутниковая навигация, безопасность экипажа.*

Введение. Основные положения государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 г. и дальнейшую перспективу предполагают создание инновационной пилотируемой транспортной системы, включающей пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ПТК НП). Важнейшим и наиболее опасным этапом полета любого пилотируемого космического аппарата (КА) является спуск и посадка в заранее рассчитанном районе. Безопасность проведения спуска характеризуется тремя условиями: безопасностью экипажа, местного населения и объектов наземной инфраструктуры. В настоящий момент проблема безопасности спуска транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) типа «Союз ТМА-М» ограничена только точностью работы системы управления спуском (СУС), основанной на использовании инерциальных навигационных средств. Как известно, основное требование к ПТК НП — возможность посадки аппарата на территории России. Для выполнения этого условия необходимо повысить точность СУС до 1 км, что и было заявлено в предполагаемых характеристиках перспективного космического аппарата. Поэтому был разработан алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска, учитывающий существенное увеличение приемлемых по безопасности районов посадки для точности работы СУС в радиусе 1 км при возникновении нештатной ситуации. В основу алгоритма положен принцип выбора безопасного района посадки для любого времени возникновения нештатной

ситуации. Практика баллистического обеспечения спусков космических аппаратов показывает, что полная проработка вопросов обеспечения безопасности невозможна без анализа алгоритма, применимого к работе оперативного контура управления, включающего в себя работу алгоритма в комплексе бортовых алгоритмов обеспечения спуска и в составе программно-математических комплексов службы баллистико-навигационного обеспечения ЦУП. В настоящей статье рассматриваются результаты работ по адаптации алгоритма выбора безопасного варианта спуска к основным требованиям, предъявляемым при оперативном обеспечении спуска.

Организация оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков современных ТПК «Союз ТМА-М», перспективных «Союз МС» и ПТК НП. В настоящее время оперативное обеспечение спусков предполагает наличие у экипажа космического аппарата и у специалистов наземного комплекса управления (НКУ) постоянно обновляемой баллистической информации о возможных временах включения двигательной установки для спуска в случае возникновения нештатных ситуаций. За достоверность информации отвечают специалисты службы БНО ЦУП ФГУП ЦНИИмаш, они же отвечают за баллистико-навигационное и информационно-аналитическое обеспечение штатных спусков.

Современное развитие ракетно-космической и вычислительной техники диктует свои правила модернизации баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета. Так, уже в следующем поколении ТПК «Союз МС» расчет баллистической информации для спуска экипажа на Землю предполагается перенести на борт, а для ПТК НП такой режим работы сразу станет штатным. Это позволит существенно повысить автономность полета, а также снизить объем передаваемой информации между бортом и Землей. Но для такой сложной и ответственной операции, как возвращение на Землю, требуется обязательный двойной контроль правильности баллистической информации. Сейчас до передачи спусковой командно-установочной информации на борт ТПК происходит тройная проверка ее корректности, поэтому при переносе расчетов спуска на борт КА необходимо организовать оперативный контроль работы бортовых алгоритмов со стороны специалистов службы БНО ЦУП. При спуске аппарата на Землю, когда все мероприятия по контролю динамических операций привязаны к зонам радиовидимости наземных измерительных пунктов, наземный контроль работы бортовых алгоритмов практически невозможен. У специалистов главной оперативной группы управления (ГОГУ) просто не останется времени на принятие решений в случае нештатного поведения бортовых алгоритмов. Проблему можно решить с использованием спутникового контура управления, а именно — многоцелевого

комплекса спутников ретрансляции «Луч». Данный комплекс будет использоваться на транспортных кораблях «Прогресс МС». Следовательно, у специалистов ГОГУ появится возможность постоянного оперативного контроля правильности работы бортовых алгоритмов обеспечения спуска. Однако при введении спутникового контура управления будут решены лишь проблемы штатного характера. Если на ПТК НП возникнет нештатная ситуация, при которой потребуются срочное завершение полета, то между принятием решения о спуске и включением двигательной установки должно пройти минимальное количество времени. Поэтому для обеспечения оперативности работы специалистов ГОГУ необходимо адаптировать перспективный алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска к работе на борту и в составе программно-математических комплексов службы баллистико-навигационного обеспечения ЦУП.

Основные требования к алгоритмам баллистического обеспечения спуска при работе на борту КА и в оперативном контуре управления. В условиях жестких требований к достоверности баллистических данных, необходимых для осуществления спуска космического аппарата, а также ограничений по времени к выбору варианта спуска в случае возникновения нештатной ситуации к алгоритмам оперативного баллистического обеспечения спуска предъявляют особые требования, а именно:

- необходимость дублирования и сверки баллистических расчетов;
- быстродействие программно-математических комплексов расчета спуска;
- максимальная автоматизация процессов ввода и выдачи информации.

Для того чтобы выбрать наиболее безопасный вариант спуска космического аппарата, необходимо провести следующие действия на борту корабля:

- максимально сократить объем занимаемой памяти бортового компьютера;
- оптимально использовать вычислительные ресурсы;
- максимально использовать существующие бортовые алгоритмы (исключить дублирование программных функций).

Алгоритм основан на использовании теории множеств, градиентных методов оптимизации и численном интегрировании дифференциальных уравнений движения КА на различных этапах спуска. Для его модернизации к условиям оперативного обеспечения спуска необходимо отдельно рассмотреть каждую составляющую данного алгоритма и привести ее в соответствие с вышеперечисленными требованиями.

Результаты модернизации алгоритма выбора безопасного варианта спуска при возникновении нештатных ситуаций для работы на борту КА и в оперативном контуре управления. Суть выбора безопасного варианта спуска состоит в следующем:

определить для заданной модели движения ТПК и возвращаемого аппарата (ВА) на участках схода с орбиты и атмосферном участке спуска

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}_1(t, \bar{x}, \bar{u}), \quad (1)$$

где $\dot{\bar{x}} = \|x, y, V_x, V_y, V_z, \gamma, \dot{\gamma}\|^T$ — вектор состояния ТПК или ВА;

рассчитать для модели бортовой системы управления атмосферным участком спуска

$$\gamma_{\text{ком}} = f_2(t, \bar{x}, \varphi_{\text{пр}}, \lambda_{\text{пр}}), \quad (2)$$

где $\varphi_{\text{пр}}$ — прицельная широта ввода основной системы парашютирования (ОСП); $\lambda_{\text{пр}}$ — прицельная долгота ввода ОСП.

Для различных вариантов времени возникновения нештатных ситуаций, когда требуется срочное завершение полета, необходимо определить:

- форму и расположение зоны маневра (ЗМ) U ($U \subseteq \Lambda$) — для участка терминального управления с высоты гарантированного возобновления связи со спутниками ГЛОНАСС, где Λ — множество достижимых районов посадки;

- значение координат прицельной точки $\xi_{\text{пр}}(\varphi, \lambda)$, удовлетворяющей условию $(\exists \xi \in U) P(\xi_{\text{curr}}, \Delta)$, где $P(\xi_{\text{curr}}, \Delta)$ — предикат от текущей точки посадки (ξ_{curr}) и экспертной оценки безопасности района (Δ);

- значение времени включения ДУ на торможение, обеспечивающее попадание в прицельную точку $\xi_{\text{пр}}$ при движении по номинальной траектории $t_{\text{вкл}} = f_2(t, \bar{x}, \xi_{\text{пр}})$.

Основными составляющими алгоритма, влияющими на быстродействие и использование вычислительных ресурсов, являются расчет зоны маневра на участке терминального управления, а также выбор ближайшей точки прицеливания, удовлетворяющей требованиям по безопасности района посадки.

Для ускорения быстродействия зона маневров аппроксимируется эллипсом, границы которого определяются четырьмя точками начала и конца его большой и малой осей (рис. 1). Точки находят путем численного интегрирования системы (1) с различными значениями угла скоростного крена γ . Так как операция численного интегрирования является критичной по использованию вычислительных ресурсов и быстродействию, вместо четырех прострелов используются два — с $\gamma = 180^\circ$ и $\gamma = 60^\circ$. Остальные точки получают

путем решения системы уравнений пересечения двух прямых на плоскости. Такой алгоритм построения ЗМ используется как при выборе наиболее безопасного варианта спуска, так и при терминальном управлении на конечном участке атмосферного спуска, тем самым решается задача исключения дублирования кода. Для наземной реализации алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска используется модифицированный алгоритм параллельных вычислений, что дает до 30 % выигрыша по быстродействию [2]. Например, в самом худшем случае работы алгоритма (10 итераций поиска времени включения) время вычислений составляло около 4 с, а после применения алгоритма параллельных вычислений — сократилось до 2,5 с.

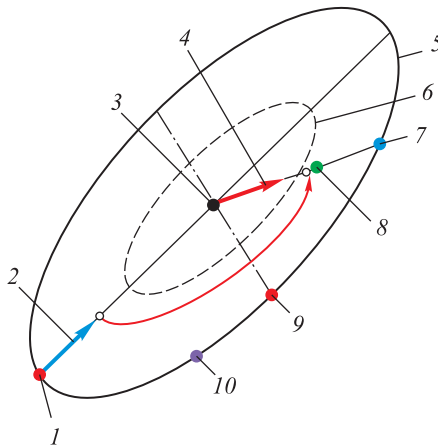


Рис. 1. Построение зоны маневра:

1 — конечная точка для $\gamma = 180^\circ$; 2 — горизонтальная проекция вектора конечной скорости; 3 — прогнозируемый центр ЗМ на i -м шаге управления; 4 — требуемое направление движения центра ЗМ; 5 — граница ЗМ на i -м шаге управления; 6 — граница зоны нечувствительности на i -м шаге управления; 7 — конечная точка для требуемого командного крена на i -м шаге управления; 8 — прицельная точка; 9 — конечная точка для $\gamma = 60^\circ$; 10 — конечная точка для предельно-допустимого угла крена (ограничение по перегрузке)

Основной составляющей алгоритма, влияющей на объем занимаемой памяти, является электронная карта достижимых районов посадки для заданной конфигурации орбиты КА (рис. 2). Она содержит классификацию районов согласно требованиям, предъявляемым к местности при проведении пилотируемого спуска.

Шаг изменения классификатора района посадки подбирался исходя из схемы проведения спуска ПТК НП, включая движение с высоты ≈ 5 км на парашюте. Заявленная точность посадки ПТК НП при штатном режиме и наличии прогноза ветровой обстановки в

точке высадки составляет 5 км. Как правило, в случае возникновения нештатной ситуации оперативно получить оценку ветрового сноса для выбранной прицельной точки практически невозможно, поэтому предполагаемая точность посадки увеличивается до 10 км, а шаг изменения классификатора равен $0,1^\circ$ по широте и долготе.

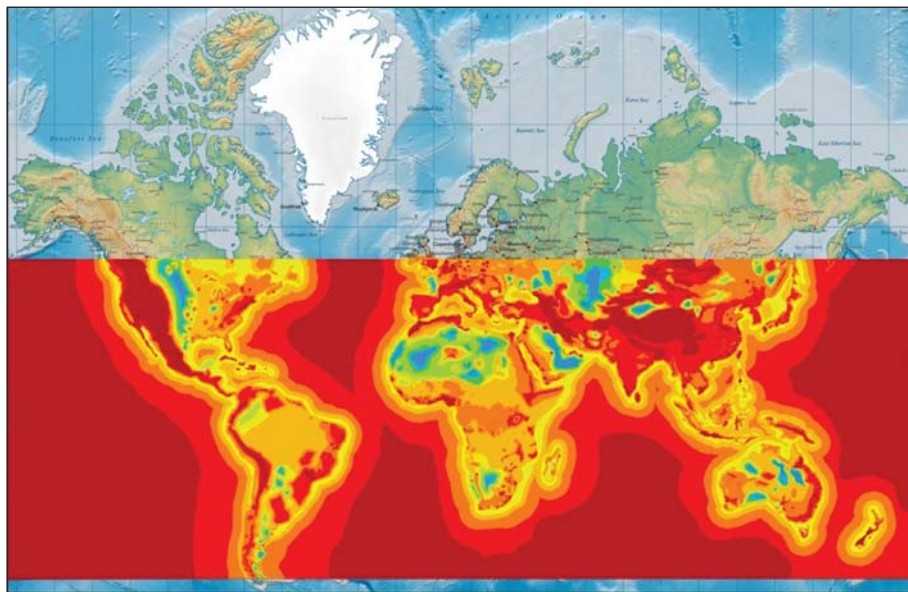


Рис. 2. Визуальное представление электронной карты районов посадки

Изначально электронная карта районов посадки представляла собой единую базу данных объемом около 3 Мбайт. Если для наземных вычислительных серверов такой объем занимаемой памяти ничтожно мал, то для бортовой вычислительной машины важен каждый байт занимаемой памяти. Поэтому для уменьшения объема занимаемой памяти и увеличения быстродействия были выполнены следующие процедуры:

- отбраковка заведомо недостижимых районов посадки для заданной конфигурации орбиты;
- разбиение цифровой карты на фрагменты, соответствующие номерам суточных витков полета КА;
- объединение в единую область неблагоприятных для посадки районов акватории Мирового океана.

После оптимизации удалось существенно сократить объем занимаемой памяти до 900 Кбайт, которые разместились в 16 соответствующих номерам суточных витков файлах. Таким образом удалось отказаться от использования базы данных и перейти к привычным для бортовых алгоритмов таблицам.

Результаты работы алгоритма выбора наиболее безопасного спуска с использованием электронной карты после оптимизации показаны на рис. 3.

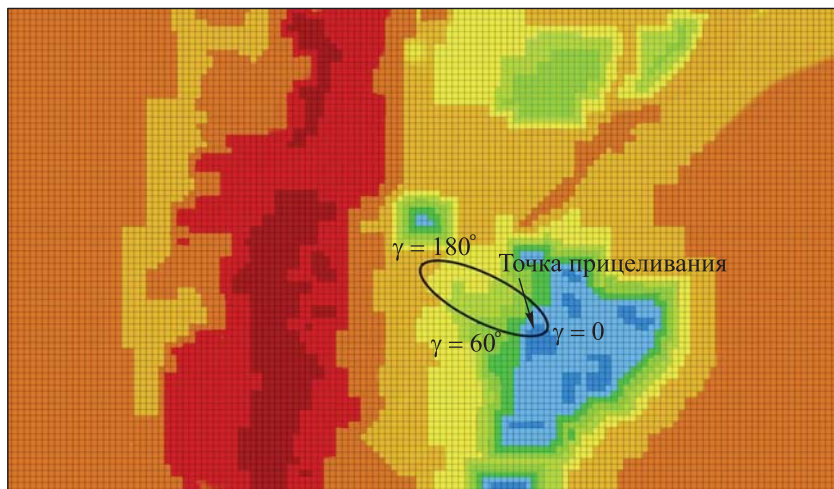


Рис. 3. Результаты работы алгоритма

Еще одной проблемой оказалась неопределенность выбора времени включения двигательной установки от времени возникновения нештатной ситуации, т. е. в зависимости от текущего положения КА на орбите у специалистов ГОГУ может быть различный запас времени на проверку работы бортовых алгоритмов обеспечения спуска. Для решения данного вопроса был разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска (рис. 4). Он подходит как для борта, так и для НКУ. Для уменьшения затрачиваемых ресурсов на оперативное

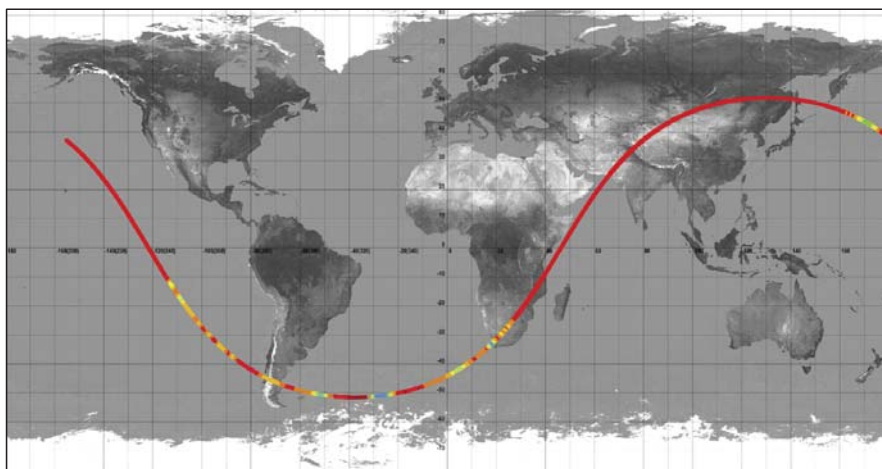


Рис. 4. Формат оперативного отображения

отображение в основу расчетов данных для отображения предложенного формата положена упрощенная формула первого приближения для решения краевой задачи нахождения времени включения двигательной установки на спуск:

$$\Delta t_{\text{вкл}} = - \frac{R_{\text{з}\Delta\lambda \cos^2 \Phi_{\text{пос}}}}{V_{\text{н\ddot{u}}} \cos i}, \quad (3)$$

где $\Delta\lambda$ — рассогласование долготы посадки; $V_{\text{н\ddot{u}}}$ — модуль скорости на момент включения двигателя.

С помощью формулы (3) для текущего витка находят классификаторы районов посадки для времен выдачи тормозного импульса на витке. Таким образом, у экипажа и специалистов ГОГУ в оперативном порядке появляется возможность оценить располагаемое время между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на спуск.

Заключение. В результате проведенных исследований был модифицирован алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска перспективного пилотируемого корабля в случае возникновения нештатных ситуаций на любом этапе полета. Увеличено быстродействие алгоритма до 30 % и уменьшен объем занимаемой памяти с 3 Мбайт до 900 Кбайт, что позволило отказаться от использования базы данных при оперативных вычислениях. Разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма, что позволяет экипажу и специалистам ГОГУ для любого момента оценить время между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на спуск.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А. и др. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». *Гирокоспия и навигация*, 2004, № 3 (46), с. 5–13.
- [2] Микрин Е.А., Суханов Н.А., Платонов В.Н., Орловский И.В., Котов О.С., Самсонов С.Г. и др. Принципы построения бортовых комплексов управления автоматических космических аппаратов. *Проблемы управления*, 2004, № 3. URL: <http://cyberleninka.ru/article/n/printsipy-postroeniya-bortovyh-kompleksov-upravleniya-avtomaticheskikh-kosmicheskikh-apparatov>
- [3] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. *Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу*. Москва, Наука, 1975.
- [4] Кудрявцев С.И. Комплексный баллистический анализ проблем высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого корабля в атмосфере Земли. *Космонавтика и ракетостроение*, 2015, № 1 (80), с. 5–13.
- [5] Кутومانов А.Ю., Кудрявцев С.И. Результаты анализа реальной работоспособности АСН по информации от различных КА применительно к разработке системы высокоточного управления спуском перспективного

- пилотируемого космического корабля. *Космонавтика и ракетостроение*, 2015, № 4 (83), с. 142–147.
- [6] Иванов Н.М., Мартынов А.И. *Движение космических аппаратов в атмосферах планет*. Москва, Наука, 1985.
- [7] Андреевский В.В. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970.
- [8] Харт Дж.М. Обработка данных: параллелизм и производительность. *MSDN Magazine*, 2011, № 1. URL: <https://msdn.microsoft.com/en-us/magazine/hh463583.aspx>
- [9] Лейжен Д., Холл Дж. Оптимизация управляемого кода для многоядерных компьютеров. *MSDN Magazine*, 2007, № 10. URL: <https://msdn.microsoft.com/en-us/magazine/ee310108.aspx>
- [10] Коросташевский Г.Н., Иванов Н.М., Ногов О.А. Об алгоритмах радионаведения в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов. *Космические исследования*, 1973, т. XI, вып. 1.

Статья поступила в редакцию 27.02.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 2.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1467.html>

DOI 10.18698/2308-6033-2016-02-1467

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Кутоманов Алексей Юрьевич родился в 1988 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2011 г. Заместитель начальника отдела ФГУП ЦНИИмаш. Автор и соавтор более 20 работ в области проектной баллистики и баллистико-навигационного обеспечения спуска космических аппаратов. e-mail: kutomanov@mcc.rsa.ru

Кудрявцев Сергей Иванович родился в 1959 г., окончил Московский лесотехнический институт в 1981 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГУЛеса, начальник лаборатории ФГУП ЦНИИмаш. Автор и соавтор более 70 работ в области проектной баллистики и баллистико-навигационного обеспечения спуска космических аппаратов. e-mail: s.i.kudriavtsev@yandex.ru

Problems of using a prospective selection algorithm in the operational control loop for maximum descent safety in case of off-nominal situations

© A.Yu. Kutomanov, S.I. Kudryavtsev

Federal State Unitary Enterprise TsNIIMash, Korolyov, 141070, Russia

The article considers problems of promptly ensuring a safe deorbiting of the crew in case of an emergency descent. Analysis of relevance of developing a deorbiting safety algorithm for cases when landing onto standard grounds is impossible is presented. Basic requirements for a deorbiting guidance system of prospective manned spacecraft necessary for the algorithm operation are shown. Results of updating the deorbiting safety algorithm for it to function in the operational control loop are presented.

Keywords: combined guidance system, precision landing guidance, satellite navigation, crew safety.

REFERENCES

- [1] Berenov N.K., Branets V.N., Evdokimov S.N., Klimanov S.I., Komarova L.I., Mikrin E.A., et al. *Giroskopiya i navigatsiya – Gyroscopes and Navigation*, 2004, no. 3 (46), pp. 5–13.
- [2] Mikrin E.A., Sukhanov N.A., Platonov V.N., Orlovskiy I.V., Kotov O.S., Samsonov S.G., et al. *Problemy upravleniya – Problems of guidance*, 2004, no. 3. Available at: <http://cyberleninka.ru/article/n/printsipy-postroeniya-bortovykh-kompleksov-upravleniya-avtomaticheskikh-kosmicheskikh-apparatov>
- [3] Okhotsimskiy D.E., Golubev Yu.F., Sikharulidze Yu.G. *Algoritmy upravleniya kosmicheskim apparatom pri vkhode v atmosferu* [Guidance algorithms for spacecraft during atmospheric reentry]. Moscow, Nauka Publ., 1975.
- [4] Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 1 (80), pp. 5–13.
- [5] Kutomanov A.Yu., Kudryavtsev S.I. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2015, no. 4 (83), pp. 142–147.
- [6] Ivanov N.M., Martynov A.I. *Dvizhenie kosmicheskikh apparatov v atmosferakh planet* [Spacecraft motion in planetary atmospheres]. Moscow, Nauka Publ., 1985.
- [7] Andreevskiy V.V. *Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlyu* [Dynamics of spacecraft deorbiting onto the Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970.
- [8] Hart J. *MSDN Magazine*, 2011, no. 1. Available at: <https://msdn.microsoft.com/en-us/magazine/hh463583.aspx>
- [9] Leijen D., Hall J. *MSDN Magazine*, 2007, no. 10. Available at: <https://msdn.microsoft.com/en-us/magazine/ee310108.aspx>
- [10] Korostashevskiy G.N., Ivanov N.M., Nogov O.A. *Kosmicheskije issledovaniya – Space Research*, 1973, vol. XI, no. 1.

Kutomanov A.Yu. (b. 1988) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2011. Deputy Head of Department, Federal State Unitary Enterprise TsNIIMash. Author and co-author of over 20 scientific publications in the fields of design ballistics and ballistic and navigation support of spacecraft deorbiting.
e-mail: kutomanov@mcc.rsa.ru

Kudryavtsev S.I. (b. 1959) graduated from the Moscow Forest Engineering Institute (Moscow State Forest University) in 1981. Cand. Sci. (Eng.), Head of the Laboratory, Federal State Unitary Enterprise TsNIIMash, Assoc. Professor, Department of Automated Control Systems, Moscow State Forest University. Author and co-author of over 70 scientific publications in the fields of design ballistics and ballistic and navigation support of spacecraft deorbiting.