

## Методика обеспечения безопасности четырехимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах

© А.А. Баранов<sup>1,2</sup>, М.О. Каратунов<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup> Москва, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 125047, Россия

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

<sup>3</sup> АО «Астрономический научный центр», Москва, 111123, Россия

*Рассмотрена задача обеспечения безопасности динамической операции орбитальной встречи в части уклонения космического аппарата от опасного сближения с элементами космического мусора. Отличительная особенность этой задачи — отсутствие возможности применения дополнительного маневра уклонения на этапе фазирования. Предложена методика изменения четырехимпульсного маневра встречи на околокруговых орбитах, позволяющая избежать столкновения на орбите фазирования без дополнительных энергетических затрат. Методика основана на геометрическом представлении динамической операции в плоскости проекций вектора эксцентриситета и заключается в изменении параметров маневров с учетом запрещенной области. Представлен алгоритм поиска данной области. Проведен анализ зависимости формы, размеров и расположения запрещенной области от параметров опасного сближения.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, космический мусор, каталог космических объектов, опасное сближение, уклонение от опасного сближения, маневр встречи, орбита фазирования, четырехимпульсный маневр, схема маневрирования

**Введение.** В настоящее время плотность потока космических объектов (КО) в отдельных областях околоземного космического пространства (ОКП) достигла величины, при которой риск взаимного столкновения нельзя игнорировать. Ежегодно в области низких орбит центры управления космическими полетами регистрируют до 80 опасных сближений [1] с контролируруемыми космическими аппаратами (КА). На основании прогнозов о численности КО [2, 3] можно утверждать, что количество объектов в ОКП будет увеличиваться, а вместе с этим будет возрастать вероятность взаимных столкновений. В этой связи необходимо регулярно проводить оперативную работу для выявления опасных сближений активных КА с каталогизированными КО и выполнять расчет маневров уклонения.

Применение дополнительного маневра уклонения хорошо изучено [4] в отличие от способов корректировки целевых маневров, которые слабо освещены в научной литературе. Избежать столкновения, добавив дополнительный импульс без срыва плана выполнения целевой задачи не всегда возможно. Примером могут служить КА, совершающие маневры встречи. Дело в том, что при выполнении таких

динамических операций после выдачи первых импульсов следует продолжительный этап фазирования, на котором отсутствует возможность провести дополнительную коррекцию с целью уклонения.

Цели работы — повышение уровня безопасности и снижение энергетических затрат КА при проведении четырехимпульсного маневра встречи в засоренном космическом пространстве.

**Постановка задачи.** Предположим, что после расчета параметров четырехимпульсной динамической операции встречи для некоторого КА, находящегося на околокруговой орбите, было выявлено опасное сближение на этапе фазирования. Необходимо без приложения дополнительного импульса скорости изменить параметры маневра таким образом, чтобы без увеличения суммарной характеристической скорости избежать столкновения и обеспечить решение исходной задачи встречи.

Алгоритмы выявления и оценки степени опасности сближения КА с элементами космического мусора подробно описаны в работах [5, 6].

**Геометрическая интерпретация решения четырехимпульсной задачи встречи.** В качестве примера рассмотрим орбитальное движение КА «Союз» на этапе дальнего наведения при полете к международной космической станции (МКС). Типичное четырехимпульсное решение задачи встречи для КА «Союз» можно отобразить на графике (рис. 1) [7, 8]. Координатными осями являются проекции вектора эксцентриситета орбиты ( $e_x$ ,  $e_y$ ), а центр координат помещен в точку  $A$ , которая соответствует параметрам опорной орбиты КА «Союз». Направление оси абсцисс совпадает с направлением на точку встречи КА «Союз» с орбитальной станцией. Точка  $K$  соответствует параметрам целевой орбиты, на которой находится космическая станция. Отрезки  $AB$ ,  $BC$ ,  $CD$  и  $DK$  демонстрируют изменения вектора эксцентриситета, произошедшие в результате приложения импульсов.

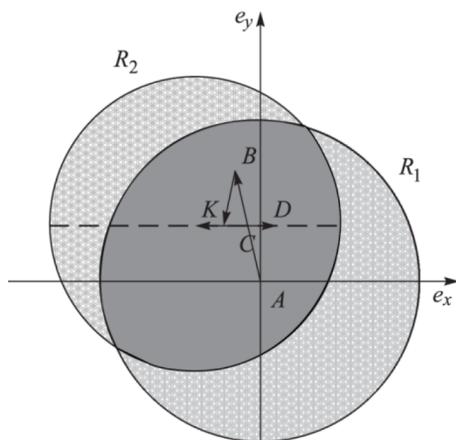


Рис. 1. Четырехимпульсное решение задачи встречи

Первые два импульса ( $AB$ ,  $BC$ ) переводят КА на так называемую орбиту фазирования, большая полуось которой обеспечивает совпадение фаз движения КА и станции за определенное количество витков. Причем для обеспечения минимальных энергетических затрат точка  $C$  должна лежать на пересечении кругов  $R_1$  и  $R_2$ , геометрические параметры которых зависят от начальных условий [8]. Как уже было отмечено, процесс фазирования занимает определенное количество витков, и на них нельзя проводить маневры.

Последние два импульса ( $CD$ ,  $DK$ ), осуществляющие незадолго до встречи, сводят к нулю отклонения текущих параметров орбиты от целевых. У космических кораблей «Союз» и «Прогресс» точки приложения двух последних импульсов скорости фиксированы за виток и полвитка до точки встречи. Это означает, что импульсами скорости первого интервала ( $AB$ ,  $BC$ ) маневрирования необходимо сформировать вектор эксцентриситета, конец которого принадлежит прямой, параллельной оси абсцисс и проходящей через точку  $K$ .

Если на орбите фазирования было обнаружено опасное сближение, избежать его с помощью специального импульса скорости не представляется возможным. Выход из подобной ситуации может быть следующим. Необходимо обнаружить опасное сближение до первых включений двигательной установки, а затем изменить схему маневрирования, чтобы избежать угрозы при тех же энергетических затратах. Для этого точка  $C$  должна лежать вне запрещенной области, рассмотренной ниже.

**Запрещенная область.** На плоскости  $e_x$ ,  $e_y$  определим границы области, из которой надо вывести вектор эксцентриситета фазирующей орбиты, чтобы избежать столкновения. Предположим, что фазирующая орбита имеет эксцентриситет  $e_0$ , аргумент перицентра  $\omega_0$ , большую полуось  $a_0$ , а также что на аргументе широты  $u_0$  имеет место столкновение с КО. Радиус орбиты в этой точке вычисляется по формуле

$$r_0 = \frac{a_0(1 - e_0^2)}{1 + e_0 \cos(u_0 - \omega_0)}.$$

Во избежание столкновения на аргументе широты  $u_0$ , радиус орбиты в этот момент должен быть увеличен до  $r_0 + \Delta r$  (увод вверх) или уменьшен до  $r_0 - \Delta r$  (увод вниз) где  $\Delta r$  — дистанция безопасного увода. Можно построить внешнюю границу запрещенной области, вычислив значение  $e$  для различных значений  $\omega$  по формуле

$$r_0 + \Delta r = \frac{a_0(1 - e^2)}{1 + e \cos(u_0 - \omega)},$$

а внутреннюю границу этой области

$$r_0 - \Delta r = \frac{a_0(1 - e^2)}{1 + e \cos(u_0 - \omega)}.$$

Вывод вектора эксцентриситета орбиты, сформированной маневрами первого интервала фазирующей, из запрещенной области позволяет избежать столкновения.

Рассмотрим пример запрещенной области для фазирующей орбиты с параметрами  $a_0 = 10\,000$  км,  $e_0 = 0,3$ ,  $\omega_0 = 0^\circ$ . Столкновение происходит на аргументе широты  $u_0 = 30^\circ$ . Предполагается, что расстояние, на которое надо изменить положение КА в точке столкновения,  $\Delta r = 600$  км, хотя существенно и превышает используемое для реального уклонения, все же позволяет представить вид запрещенной области в целом. Линия симметрии запрещенной области — штрихпунктирная, угол между нею и осью  $e_x$  равен  $30^\circ$  (рис. 2). Точка  $X$  соответствует орбите фаширования ( $e_0, \omega_0$ ). Границы запрещенной области имеют общую точку  $M$ , которая соответствует случаю вырождения орбиты в параболу ( $e = 1$ ). Размеры запрещенной области пропорциональны  $\Delta r$ . Зависимость  $e$  от  $\omega$  представлена на рис. 3, а запрещенные области для угла  $u_0$ , равного  $100^\circ$  и  $210^\circ$ , показаны на рис. 4.

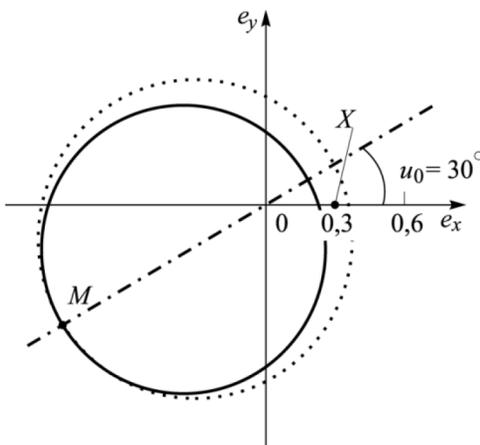


Рис. 2. Общий вид запрещенной области при  $u_0 = 30^\circ$

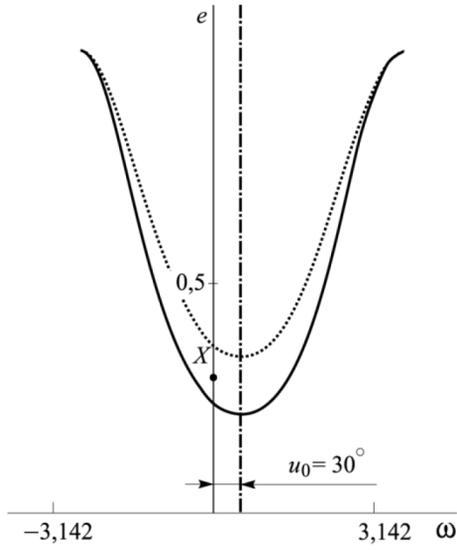


Рис. 3. Общий вид запрещенной области в пространстве  $e, \omega$  при  $u_0 = 30^\circ$

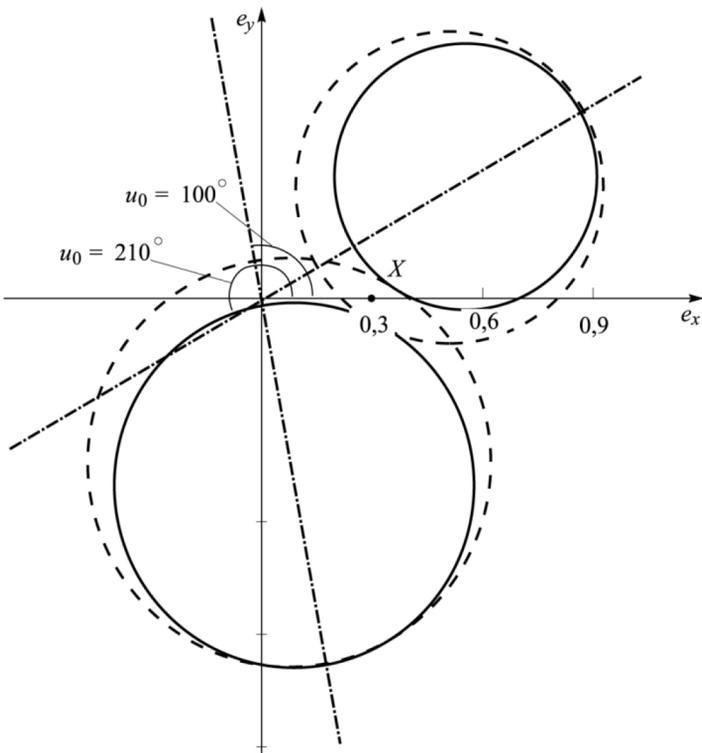


Рис. 4. Положение запрещенной области для угла  $u_0$ , равного  $100^\circ$  и  $210^\circ$

Ось симметрии запрещенной области вращается относительно начала системы координат, при этом изменяются положение и размеры запрещенной области.

Как уже было отмечено, реальное значение  $\Delta r$  гораздо меньше, чем используемое в приведенных выше примерах. Запрещенная область для фазирующей орбиты КА «Союз» с большой полуосью  $a_0 = 6660$  км, эксцентриситетом  $e_0 = 0,005$ , аргументом широты  $\omega_0 = 135^\circ$ , точкой встречи с орбитальной станцией  $u_f = 358^\circ$  приведена на рис. 5. Заданное значение аргумента широты точки столкновения  $u_0 = 135^\circ$ , дистанция уклонения  $\Delta r = 3$  км. Для приемлемого диапазона изменения эксцентриситета (в окрестности точки  $X$ ) запрещенная область ограничена практически прямыми линиями.

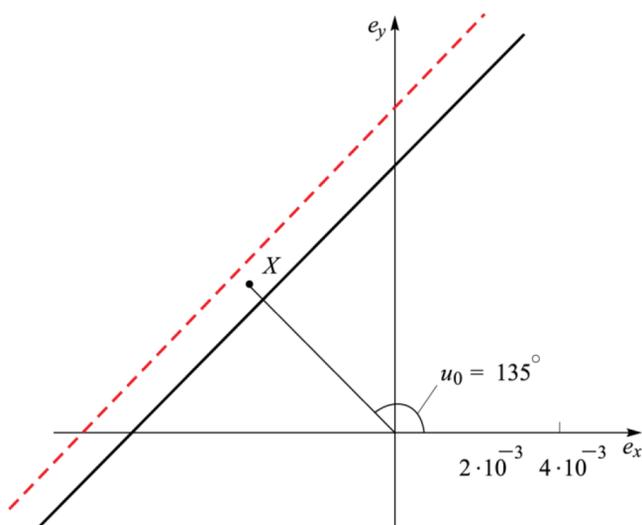
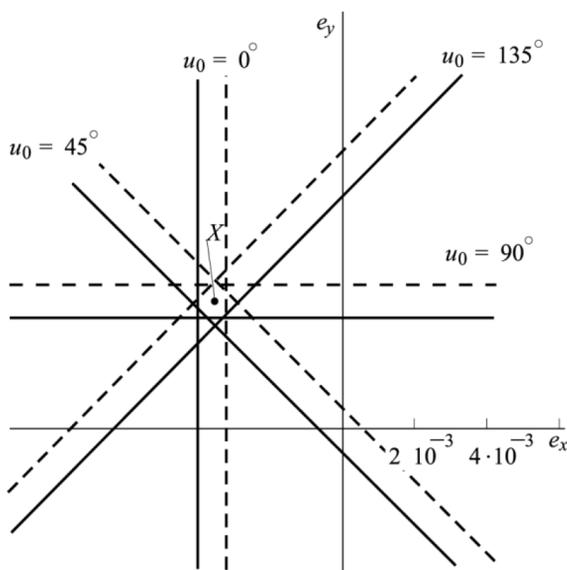


Рис. 5. Положение запрещенной области для угла  $u_0 = 135^\circ$

Проанализируем положение запрещенной области в зависимости от аргумента широты, на которой происходит столкновение. Для этого построим в одной координатной плоскости несколько исследуемых областей, соответствующих углам  $u_0$ , равным  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ . Как следует из положения областей (рис. 6), при изменении угла  $u_0$  происходит соответствующий поворот запрещенной области вокруг точки  $X$ .

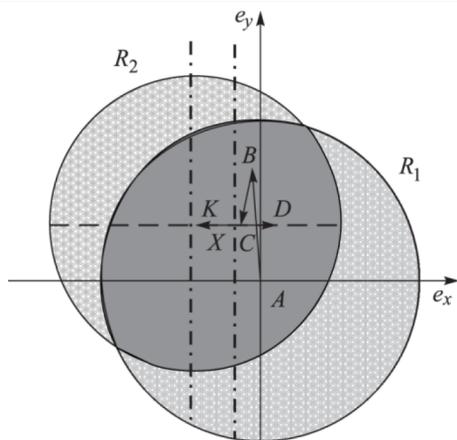
У космических кораблей «Союз» и «Прогресс» точки приложения двух последних импульсов скорости фиксированы за виток и полвитка до точки встречи. При данной схеме маневрирования можно эффективно уклониться от столкновения, если точка опасного сближения близка к восходящему или нисходящему узлу орбиты



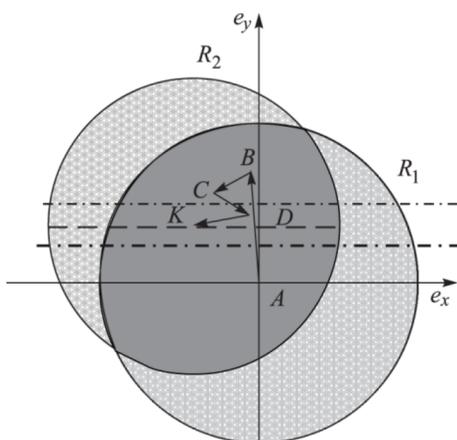
**Рис. 6.** Изменение положения запрещенной области при варьировании угла  $u_0$

( $u_0 = 0^\circ$  или  $u_0 = 180^\circ$ ). В этом случае ось запрещенной области параллельна оси ординат и проходит через точку  $C$ , соответствующую вектору эксцентриситета орбит после второго импульса скорости. Для получения безопасного решения точка  $C$ , или, другими словами, конец вектора эксцентриситета фазирующей орбиты, должна быть выведена из запрещенной области, что легко сделать, изменив углы приложения двух первых импульсов скорости. Чтобы получить решение, суммарная характеристическая скорость которого близка к суммарной характеристической скорости оптимального решения, вектор эксцентриситета фазирующей орбиты должен принадлежать области пересечения двух кругов радиусом  $R_1$  и  $R_2$ . Решение, удовлетворяющее этим двум требованиям, приведено на рис. 7.

Более сложным является случай, когда точка возможного столкновения максимально удалена от экватора ( $u_0 = 90^\circ$  или  $u_0 = 270^\circ$ ). Ось опасной зоны параллельна оси абсцисс. Без изменения схемы маневрирования (угла приложения третьего или четвертого импульсов) уклониться от столкновения невозможно, поскольку конец вектора эксцентриситета фазирующей орбиты (точка  $C$ ) должен принадлежать прямой, проходящей через середину запрещенной области. Необходимо изменить угол приложения одного из импульсов второго интервала маневрирования, а лучше двух, тогда можно получить решение (рис. 8), при котором вектор эксцентриситета фазирующей орбиты выведен из запрещенной области.



**Рис. 7.** Решение, позволяющее уклониться от столкновения без изменения схемы маневрирования



**Рис. 8.** Решение, позволяющее уклониться от столкновения после изменения схемы маневрирования

**Заключение.** В ходе исследования была разработана методика обеспечения безопасности четырехимпульсной динамической операции в случае, когда опасное сближение было обнаружено на орбите фазирования. Данная методика позволяет путем изменения схемы маневрирования без дополнительных энергетических потерь избежать столкновения в период «глухих» витков, в котором невозможно применить специальный дополнительный маневр уклонения. Внедрение в технологический цикл управления полетом КА «Союз» и «Прогресс» алгоритмов, реализующих предложенную методику, существенно повысит уровень безопасности полета.

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-08206 А).*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Braun V., Flohrer T., Krag H., Lemmens S., Bastida Virgili B., Funke Q. Operational support to collision avoidance activities by ESA's space debris office. *CEAS Space Journal*, 2016, vol. 8, iss. 3, pp. 177–189. DOI 10.1007/s12567-016-0119-3
- [2] Nazarenko A.I. Prediction of the space debris spatial distribution on the basis of the evolution equations. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 100, pp. 47–56. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.02.023>
- [3] Keschull C., Scheidemann P., Hesselbach S., Radtke J., Braun V., Krag H., Stoll E. Simulation of the space debris environment in LEO using a simplified approach. *Advances in Space Research*, 2016, vol. 59, no. 1, pp. 166–180. DOI 10.1016/j.asr.2016.08.005
- [4] Мельников Е.К. Стратегия маневрирования пилотируемой международной космической станции. *Космонавтика и ракетостроение*, 2004, вып. 4 (37), с. 176–186.
- [5] Баранов А.А., Каратунов М.О. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/1485/1485.html>
- [6] Кондрашин М.А. *Метод анализа и обработки траекторной информации для выявления космических объектов риска при оперативном управлении космическими аппаратами*. Автореф. дис. ... канд. тех. наук. Москва, 2011, 22 с.
- [7] Баранов А.А., Терехова Е.О. Оптимальная четырехимпульсная встреча на компланарных почти круговых орбитах. *Космические исследования*, 1995, т. 33, № 4, с. 420–425.
- [8] Баранов А.А. *Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты*. Москва, Спутник +, 2016, 512 с.

Статья поступила в редакцию 30.03.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Баранов А.А., Каратунов М.О. Методика обеспечения безопасности четырехимпульсной динамической операции встречи на околокруговых орбитах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 7.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1636>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.*

**Баранов Андрей Анатольевич** — канд. физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 70 работ в области динамики космического полета. e-mail: [andrey\\_baranov@list.ru](mailto:andrey_baranov@list.ru)

**Каратунов Максим Олегович** — аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана по специальности «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», инженер-программист АО «Астрономический научный центр». Автор 6 работ в области динамики космического полета. e-mail: [maksim.karatunov@yandex.ru](mailto:maksim.karatunov@yandex.ru)

## Safety policy for the four-impulse rendezvous maneuver on the near-circular orbits

© A.A. Baranov<sup>1,2</sup>, M.O. Karatunov<sup>2,3</sup>

<sup>1</sup>Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences, Moscow, 125047, Russia

<sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

<sup>3</sup>Astronomical Research Center Ltd., Moscow, 111123, Russia

*The article touches upon the problem of safety measures for the orbital rendezvous maneuver with regard to the spacecraft deviation from the dangerous approach to the lumps of space debris. The distinctive feature is an inability to perform an additional deviation maneuver at the phasing stage. We suggest a technique for changing the four-impulse rendezvous maneuver on the near-circular orbits, which allows avoiding the collision on the phasing orbit without extra power consumption. The technique is based on the geometrical representation of the maneuver in the plane of the eccentricity vector projection and involves changing the maneuver performance with account of the forbidden region. We present an algorithm for searching this region. The article analyses the dependence of the forbidden region shape, dimensions and location on the dangerous approach magnitude.*

**Keywords:** *spacecraft, space debris, space objects catalogue, dangerous approach, deviation from the dangerous approach, rendezvous maneuver, phasing orbit, four-impulse maneuver, maneuvering plan*

### REFERENCES

- [1] Braun V., Flohrer T., Krag H., Lemmens S., BastidaVirgili B., Funke Q. *CEAS Space Journal*, 2016, vol. 8, iss. 3, pp. 177–189. DOI 10.1007/s12567-016-0119-3
- [2] Nazarenko A.I. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 100, pp. 47–56. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.02.023>
- [3] Kebschull C., Scheidemann P., Hesselbach S., Radtke J., Braun V., Krag H., Stoll E. *Advances in Space Research*, 2016, vol. 59, no. 1, pp. 166–180. DOI 10.1016/j.asr.2016.08.005
- [4] Melnikov Ye.K. *Kosmonavtika i raketostroyeniye — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2004, no. 4 (37), pp. 176–186.
- [5] Baranov A.A., Karatunov M.O. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, iss. 4. Available at: <http://engjournal.ru/articles/1485/1485.pdf>
- [6] Kondrashin M.A. *Metod analiza i obrabotki trayektornoy informatsii dlya vyyavleniya kosmicheskikh obyektov riska pri operativnom upravlenii kosmicheskimi apparatami*. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk. [Method of trajectory information analysis and processing for identifying the risk space objects in the process of spacecraft operating control. Author's abstract of Cand. Sc. (Eng.) Diss.]. Moscow, 2011, 22 p.
- [7] Baranov A.A., Terekhova E.O. *Kosmicheskkiye issledovaniya — Cosmic Research*, 1995, vol. 33, no. 4, pp. 420–425.
- [8] Baranov A.A. *Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov v okrestnosti krugovoy orbity* [Spacecraft maneuvering near the circular orbit]. Moscow, Sputnik+ Publ., 2016, 512 p.

**Baranov A.A.**, Cand. Sc. (Phys.-Math.), Leading Research Scientist, Keldysh Institute of Applied Mathematics, Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 70 research publications in the field of space flight dynamics.  
e-mail: andrey\_baranov@list.ru

**Karatunov M.O.**, post-graduate student in specialty Spacecraft Dynamics, Ballistics, Flight Control, Bauman Moscow State Technical University, programming engineer of the Astronomical Research Center Ltd. Author of 6 research publications in the field of space flight dynamics. e-mail: maksim.karatunov@yandex.ru