

БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**М.В. Палкин**АО “ВПК “НПО машиностроения”, Москва, Российская Федерация
e-mail: mpalkin@km.ru

Рассмотрены вопросы баллистико-навигационного обеспечения группового полета космических аппаратов. Описаны варианты поддержания пространственной конфигурации космических аппаратов путем периодической корректировки космическими аппаратами группы своего пространственного положения (затратный по расходу характеристической скорости) и периодического (2 раза за виток) формирования конфигурации при движении космических аппаратов на некопланарных орбитах (относительно малозатратный). Приведены другие методы поддержания конфигурации. Обсуждены их достоинства и недостатки. Рассмотрены варианты состава бортового оборудования системы управления космическим аппаратом группового полета с использованием аппаратуры потребителя спутниковой навигации и без нее. Предложены структуры управления группой космических аппаратов: одноуровневая формируется космическими аппаратами с равными полномочиями, многоуровневая характеризуется наличием лидера, полностью управляющего ведомыми космическими аппаратами, либо транслирующего координаты ведомых космических аппаратов или только свои координаты.

Ключевые слова: групповой полет космических аппаратов, КА-лидер, ведомый КА, баллистика и навигация космических аппаратов, конфигурация группы, одноуровневая структура управления, многоуровневая структура управления.

BALLISTIC AND NAVIGATION ISSUES FOR SATELLITE FORMATION FLYING DESIGN**M.V. Palkin**АО Military and Industrial Corporation “NPO “Mashinostroyeniya”,
Moscow, Russian Federation
e-mail: mpalkin@km.ru

This paper presents ballistic and navigation issues for satellite formation flying design and control. Methods of the spacecraft configuration formation are presented. One of them is the fuel wasteful method for a periodic impulse correction of each formation flying satellite position. This method allows formation of a relatively longtime array configuration. Another energy efficient method (twice a loop) provides configuration formation of satellites on the nocoplanar orbits. There are other methods of configuration formation presented in this paper. Their advantages and disadvantages are analyzed. The paper describes onboard equipment modifications of the flight control system during the spacecraft formation flying, both with using the satellite navigation system equipment and without it. Some control structures of the spacecraft formation flying are proposed. Satellites with equal possibilities form the single-level control structure. The multilevel control structure includes a leader and slave satellites. The leader is authorized either to control slave satellites or to broadcast personal trajectory data, of each slave, or to broadcast personal trajectory data of the leader satellite.

Keywords: spacecraft formation flying, leader satellite, slave satellite, satellite navigation system, single-level control structure, multilevel control structure.

В настоящее время все большее внимание уделяется вопросам создания космических аппаратов (КА) группового полета (далее — групп КА).

Под групповым полетом КА понимается движение не менее двух аппаратов, при котором наибольшее расстояние между КА в группе существенно меньше (на порядки) длины витка орбиты полета группы.

Такие группы аппаратов могут применяться, например, в качестве набора специализированных лабораторий для исследования магнитосферы и верхней атмосферы, формирования антенных полей сверхбольшой апертуры, проведения последовательной многодиапазонной съемки поверхности Земли и др. [1–14].

Могут быть определены следующие варианты группы: “ордер” (постоянное взаимное расположение аппаратов относительно друг друга или постоянная конфигурация группы), “рой” (переменное взаимное расположение КА относительно друг друга в пределах установленных границ).

При этом принципиально не допускается использование пространственно неупорядоченной “россыпи” КА. Поэтому актуальными (и в настоящее время несистематизированными) становятся вопросы построения пространственных конфигураций групп. Настоящая статья посвящена некоторым вопросам орбитального построения групп КА, навигации и автономного управления ими.

Построение группы космических аппаратов. Представляются рациональными следующие варианты формирования и поддержания пространственного расположения группировки аппаратов.

Метод постоянного строя заключается в непрерывной или периодической корректировке групп КА своего пространственного положения для выдерживания конфигурации [2].

Аналитическое описание такого движения может быть построено на основе линеаризованных уравнений Хилла–Клохесси–Уилтшира [6]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{z} = 0; \\ \ddot{y} + \omega^2 y = 0; \\ \ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3z = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где $\omega = \frac{2\pi}{T}$ орбитальная угловая скорость КА, T — период движения КА по круговой орбите.

Система уравнений (1) описывает относительное движение двух КА: не маневрирующего, формирующего центральную или опорную орбиту, и маневрирующего, поддерживающего заданное положение по фронту. Для описания модели выбрана орбитальная система координат $Oxuz$ с началом в центре масс не маневрирующего КА; ось Oz

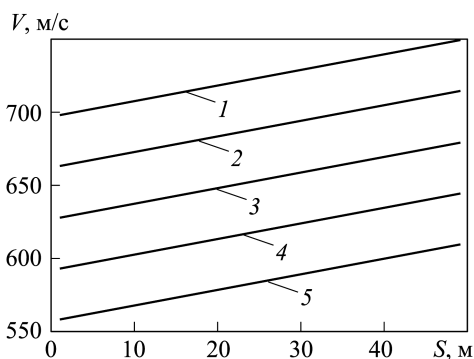


Рис. 1. Затраты характеристической скорости на поддержание строя двух КА

направлена вдоль радиуса-вектора неманеврирующего КА от центра Земли, ось Ox лежит в плоскости орбиты КА и направлена в сторону его движения.

При проведении преобразований [11] может быть получено выражение для расчета суммарных затрат характеристической скорости маневрирующего космического аппарата:

$$\Delta v_{total} = \omega^2 T_i N \frac{\sqrt{d_{max}^2 - d_{min}^2}}{\arccos \frac{d_{min}}{d_{max}}}, \quad (2)$$

где

$$T_i = \frac{2}{\omega} \arccos \frac{d_{min}}{d_{max}}$$

при приложении N импульсов (через интервалы времени T_i); d_{max} и d_{min} — максимально и минимально допустимые расстояния между КА по фронту.

На рис. 1 приведены результаты математического моделирования затрат характеристической скорости (Δv_{total}) маневрирующего КА массой 250 кг для поддержания в течение 30 суток дистанции по фронту (заданного расстояния от 160 до 200 м) относительно неманеврирующего КА при различном допустимом интервале S положения маневрирующего аппарата на высоте 300 км.

В качестве мер уменьшения расхода топлива и повышения срока существования группы могут быть предложены попеременное маневрирование аппаратов группы; варьирование частоты выдачи корректирующего импульса и допуска относительного пространственного положения космических аппаратов (см. рис. 1); повышение высоты полета группы КА.

Метод переменного строя (формирование “роя” КА) может применяться для формирования конфигураций КА, разведенных по дистанции и фронту в центральном поле тяготения. Основными принципами формирования орбит таких КА являются выражения:

$$\begin{cases} 0 < \Delta B_{ij} \leq A, \\ \omega_1^{cp} \approx \omega_2^{cp} \approx \dots \approx \omega_n^{cp}, \end{cases} \quad (3)$$

где $\omega_1^{cp}, \omega_2^{cp}, \omega_n^{cp}$ — средние угловые скорости на витке разведенных по фронту КА; ΔB_{ij} — разность в эксцентриситетах орбит двух любых пар i и j КА из n штук, A — допуск.

Метод позволяет два раза за виток формировать пространственно распределенную группу КА. При приближении к узловым точкам (точкам максимального сближения орбит) “рой” будет смешиваться и далее перестраиваться в зеркальном порядке.

На рис. 2 приведены результаты моделирования времени формирования конфигурации на витке двумя КА разведением их на максимальные расстояния по фронту S с допусками 100, 200, 300 и 600 м (кривые 1, 2, 3 и 4 соответственно). Средняя высота полета КА составляет 300 км, разность в высотах орбит в узловых точках — 100 м.

Метод характеризуется относительно небольшими затратами характеристической скорости при поддержании конфигурации (в основном приходящимися на начальное разведение КА по орбитам).

Совместное или последовательное использование представленных методов. При необходимости кратковременного формирования сложной конфигурации на основе более простой конфигурации КА, расположенные на нескольких орбитах по второму методу, могут совершить маневр временного перестроения, или при выходе из строя части аппаратов группы и поддержании конфигурации по первому методу возможен переход на более экономичный — второй метод.

Динамическое формирование конфигурации на основе решения оптимизационных задач. Метод предполагает постоянный расчет взаимного положения КА и выдачу импульсов в соответствии с различными критериями оптимизации. Например, при минимизации взвешенных потерь по точности взаимного положения и расхода топлива постановка задачи описывается выражением

$$J_{i,j} = k_1(G_i + G_j) + k_2 \int_0^T (\bar{R}_{i,j} - \bar{R}_{i,j}^*)^2 dt, \quad (4)$$

где k_1, k_2 — весовые коэффициенты; G_i, G_j — расходы топлива i -го и j -го КА; $\bar{R}_{i,j}, \bar{R}_{i,j}^*$ — фактическое и требуемые относительные расстояния.

В частности, представляется перспективным двухэтапный равновесно-арбитражный алгоритм последовательной оптимизации ста-

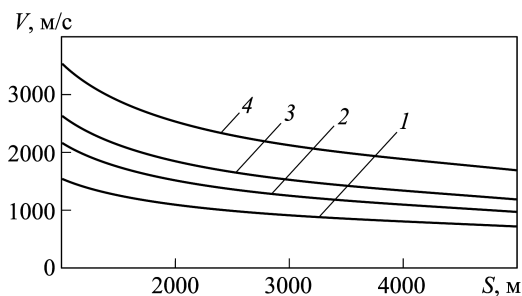


Рис. 2. Суммарное время формирования конфигурации на витке двумя КА

бильно-эффективного компромисса в форме Нэш–Парето на основе теории оптимизации многообъектных многокритериальных систем [4].

Навигация и управление группой КА. Возможны следующие варианты решения навигационной задачи и управления конфигурацией группы КА.

Независимое управление каждым КА и выдерживание им априори заданной собственной орбиты полета (одноуровневая структура управления). В этом случае аппараты группы равноправны и идентичны по оборудованию системы управления.

Многоуровневое управление. Подразумевает специализацию аппаратов группы: наличие лидера (лидеров), определяющих центральную орбиту группы, и ведомых КА, поддерживающих заданное положение относительно лидера для формирования пространственной конфигурации.

На рис. 3 и 4 приведены варианты построения системы управления КА — лидера и ведомого, в том числе и состав бортового оборудования. Приняты следующие обозначения: БКУ — бортовой комплекс управления, БВК — бортовой вычислительный комплекс, ПРм и ПРд — приемник и передатчики данных БВК, включая антенно-фидерное устройство. Штриховкой выделены блоки, которые могут отсутствовать в зависимости от алгоритма управления группой.

Из рис. 3 следует, что основным источником информации о пространственном положении лидера и ведомых КА является бортовая система спутниковой навигации. Другим вариантом (см. рис. 4) определения взаимного положения КА группы является использование автономных оптико-электронных и радиотехнических систем позиционирования: оптических маяков (определение углового положения КА) и радиодальномеров (определение расстояний между КА).

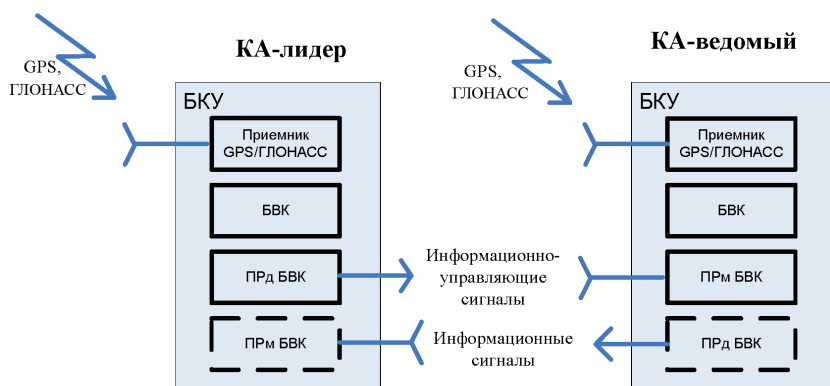


Рис. 3. Состав бортовых комплексов управления КА при использовании аппаратуры спутниковой навигации

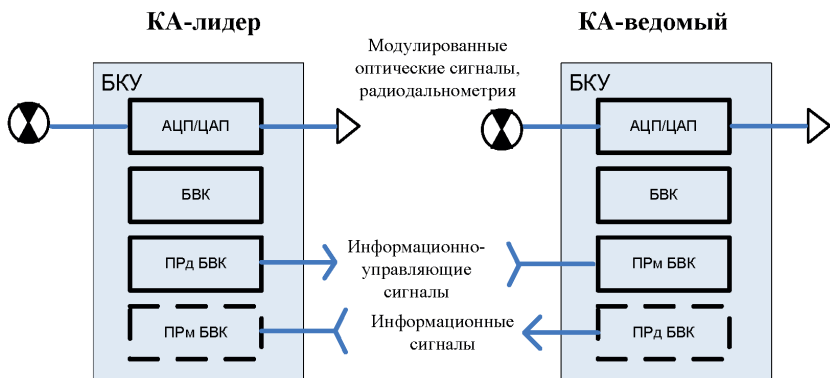


Рис. 4. Состав бортовых комплексов управления КА при использовании оптико-электронных и радиотехнических систем позиционирования

Использование ГЛОНАСС/GPS навигации допускает точность позиционирования КА в группе до 1 м, при этом расстояние между КА не ограничивается.

Погрешность ε_i положения в конфигурации КА i -го уровня иерархии при варианте системы управления (см. рис. 4) может быть определена по выражению

$$\varepsilon_i = \sqrt{\Delta_{\text{изм}i}^2 + \Delta_{\text{абс}i-1}^2}, \quad (5)$$

$$\Delta_{\text{изм}i} = \sqrt{\Delta_{\text{пел}}^2 + \Delta_{\text{уст}}^2 + \Delta_{\text{ф}}^2},$$

где $\Delta_{\text{изм}i}$ — погрешность измерения положения КА i -го уровня относительно вышестоящего бортовыми средствами; $\Delta_{\text{абс}i-1}$ — погрешность пространственного положения вышестоящего КА. Укрупненно $\Delta_{\text{изм}i}$ состоит из следующих составляющих: $\Delta_{\text{пел}}$ — погрешности пеленгации из-за влияния шумовых помех сигнала и приемника сигнала, погрешности определения направления и дальности; $\Delta_{\text{уст}}$ — ошибки установки приемников сигнала относительно осей КА; $\Delta_{\text{ф}}$ — прочих погрешностей вследствие влияния на бортовую аппаратуру КА температуры, вибраций и т.д.

Если предположить, что каждая из составляющих погрешности $\Delta_{\text{изм}i}$ равна $1'$, то суммарная погрешность $\Delta_{\text{изм}i} = 0,028^\circ$, что на дальности между КА в 1 км составляет 0,5 м. Для уменьшения составляющей $\Delta_{\text{абс}i-1}$ надо минимизировать число уровней иерархии и, соответственно, общее число “КА-ориентиров”.

Многоуровневое управление группой КА. В качестве основных задач при определении облика многоуровневой системы управления группой можно выделить:

- определение полномочий лидера;
- правило назначения лидера, смены лидеров;
- определение лидеров группы, их взаимной подчиненности, распределение обязанностей между лидерами.

Задачи решаются в соответствии со следующими критериями:

- точность конфигурации группы;
- минимизация и обеспечение равномерности расхода топлива группой КА;
- минимизация информационного трафика и затрат вычислительных ресурсов для управления конфигурацией;
- унификация состава бортового оборудования и программно-математического обеспечения группы КА.

Рассмотрим некоторые задачи определения облика многоуровневых структур.

Определение полномочий лидера. В зависимости от степени влияния лидера на полет ведомых КА возможны следующие варианты структуры.

“Жесткая” иерархическая. КА-лидер определяет центральную орбиту группы, обладает информацией о конфигурации и управляет ей (рис. 5).

На основе информации о пространственном положении всех аппаратов группы КА-лидер рассчитывает и транслирует параметры маневра ведомых КА:

$$\bar{U}_i(t) = f(\bar{r}_i^B(t), \bar{r}_i^L(t)), \quad i = [1, \dots, n],$$

где $\bar{U}_i(t)$ — вектор параметров управления для ведомого КА; $\bar{r}_i^B(t)$ — параметры фактического пространственного положения и скорости движения ведомого КА; $\bar{r}_i^L(t)$ — параметры пространственного положения и скорости движения КА-лидера; n — число ведомых КА в группе.

Иерархическая (рис. 6). КА-лидер определяет центральную орбиту группы, обладает информацией о конфигурации. Ведомые КА на основе получаемой от лидера информации о требуемом (заданном) относительном положении $\bar{r}_{\text{зад}}^B(t)$, определяемых параметрах фактического пространственного положения и составляющих скорости полета, рассчитывают и совершают маневр.

Иерархическая “упрощенная”. Каждый КА группы обладает информацией о конфигурации группы и заданном положении относительно лидера (рис. 7).

Лидер транслирует информацию о своем текущем пространственном положении и скорости полета, времени измерения параметров $\bar{r}_{\text{зад}}^L(t)$.

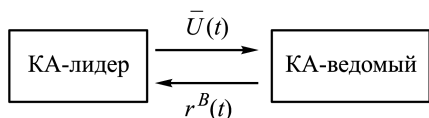


Рис. 5. Схема “жесткой” иерархической структуры управления группой КА

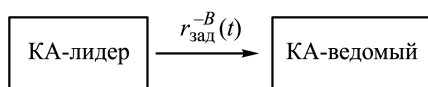


Рис. 6. Схема иерархической структуры управления группой КА

Ведомые КА на основе данных о собственном пространственном положении и прогнозе положения относительно лидера, сравниваемого с программным, рассчитывают и совершают маневр.

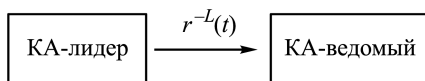


Рис. 7. Схема иерархической “упрощенной” структуры управления группой КА

Качественное сравнение вариантов структур позволяет выявить их достоинства и недостатки.

Очевидно, первый вариант является самым насыщенным в части информационного обмена между КА группы и вычислительной нагрузки на КА-лидер. Его реализация допустима в случае значительной разности между целеназначениями КА-лидера и ведомых КА: например, если КА-лидер долговременно функционирует на орбите, а формирующие конфигурацию “более простые” ведомые КА, выполнив задачу, уводятся с орбиты.

Второй вариант является более сбалансированным по затратам вычислительных ресурсов. Учитывая необходимость расчета КА-лидером положения всех ведомых КА, его реализация целесообразна в случае возможного изменения конфигурации группы с априори неизвестными параметрами, на основе решения КА-лидера.

Третий вариант, отличающийся максимальной унификацией состава оборудования и программно-математического обеспечения всех КА, рационален в случае реализации группой априори известной конфигурации или ряда конфигураций. В последнем случае для совершения маневров КА-лидер вместе со своими координатами транслирует также номер конфигурации для реализации.

Определение лидера (лидеров), числа уровней, распределения обязанностей. Лидером может являться спроектированный для этой цели аппарат, имеющий дополнительный объем вычислительных ресурсов, увеличенный срок службы и т.д.

При отсутствии априорной специализации КА-лидера проблема распределения функций КА группы (в части навигации и управления конфигурацией) является многокритериальной, зависящей от точности построения конфигурации, отказоустойчивости ключевых звеньев, запасов топлива, времени расчета маневров КА.

С одной стороны, точность позиционирования ведомого КА обратно пропорциональна числу вышестоящих уровней иерархии.

С другой стороны, возложение на КА-лидера всех задач управления группой негативно влияет на надежность ее функционирования.

Поэтому могут быть определены следующие принципы перераспределения управленческих функций КА группы:

— при проектировании группы необходимо минимизировать число лидеров, управляющих положением КА;

— назначенный лидером КА, определяющий точность формирования конфигурации, должен быть расположен на траектории с наиболее стабильными и прогнозируемыми параметрами. Такой является, например, центральная (опорная) орбита полета группы, относительно которой формируются орбиты ведомых КА;

— для снижения вычислительной нагрузки на КА-лидера рационально распределять задачи вычисления конфигурации на ведомые КА или КА-лидеры нижестоящего уровня;

— при выходе из строя КА-лидера в качестве нового лидера целесообразно выбирать КА на центральной орбите или наиболее близкой к ней.

Для повышения времени существования группы рационально менять лидеров, переводя на центральную орбиту и назначая лидером КА с наименьшим запасом топлива.

Заключение. Рассмотрены вопросы баллистико-навигационного обеспечения КА группового полета. Описаны методы формирования пространственной конфигурации и их особенности. Показаны подходы к обеспечению навигации группы и варианты построения состава бортового оборудования системы навигации. Приведены аспекты реализации многоуровневого управления группой КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Овчинников М.Ю. “Эх, мчится тройка удалая...” [Электронный ресурс] URL: <http://www.keldysh.ru/events/3.pdf>
2. Tillerson M., Breger L., How J.P. Distributed coordination and control of formation flying spacecraft // in Proc. Amer. Control Conf., 2003. Vol. 2. P. 1740–1745.
3. LaPointe M.R. Formation Flying with Shepherd Satellites // NIAC Phase I Final Report, 200. P. 1–3. URL: www.niac.usra.edu.
4. Воронов Е.М., Карпунин А.А., Палкин М.В., Фомичев А.В. Формирование конфигурации группы спутников и многокритериальное управление по конфигурационной точности и расходу // Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2014 / под общ. ред. А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. С. 418.
5. Зануск КА Prisma (Mango + Tango), Picard, “БПА-1”, С. 1 [Электронный ресурс] URL: http://www.tsenki.com/launch_services/help_information/launch/2010.
6. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // Journal of the Astronautical Sciences. 1960. Vol. 27. No. 9. P. 653–678.
7. Gill E., Montenbruck O., D’Amico S. Autonomous Formation Flying for the PRISMA Mission // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 3. P. 671–681.
8. Maessen D., Gill E. Relative State Estimation and Observability Analysis for Formation Flying Satellites // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2012. Vol. 35. No. 1. P. 321–326.
9. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем. М.: Мир, 1973. 344 с.
10. Hart R., Long A., Lee T. Autonomous Navigation of the SSTI/Lewis Spacecraft Using the Global Positioning System (GPS) // Proceedings of the Flight Mechanics Symposium 1997, NASA Conference Publication 3345, May 19–21. 1997. P. 123–133.

11. Палкин М.В. Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник МАИ. 2014. Т. 21. № 3. С. 29–35.
12. Палкин М.В., Петухов Р.А. Управление угловым движением малого космического аппарата // Наука и образование: Электронное научно-техническое издание. 2013. № 10. С. 193–204. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/574636.html> DOI: 10.7463.0613.0574636
13. Черный И. Minotaur идет на рекорд // Новости космонавтики. 2014. № 1. С. 40–46.
14. Волков Е.Б., Дворкин В.З., Прокудин А.И., Шишкин Ю.Н. Технические особенности эффективности ракетных систем / под ред. Е.Б. Волкова. М.: Машиностроение, 1989. 256 с.

REFERENCES

- [1] Ovchinnikov M.U. “Eh, mchitsya troika udalaya”. Available at <http://www.keldysh.ru/events/3.pdf>
- [2] Tillerson M., Breger L., How J. P. Distributed coordination and control of formation flying spacecraft. *Proc. Amer. Control Conf.*, 2003, vol. 2, pp. 1740–1745.
- [3] LaPointe M.R. Formation Flying with Shepherd Satellites, NIAC Phase I Final Report, 2001, pp. 1–3. Available at: www.niac.usra.edu
- [4] Voronov E.M., Karpunin A.A., Palkin M.B. Fomichev A.V. Formation of the Satellite Group Configuration and Multicriteria Control by Configuration Accuracy and Consumption. *Proc. XXXVIII Academic Conference on Astronautics*. Moscow, 2014, p. 418 (in Russ.).
- [5] Launch of Prisma (Mango+Tango), Picard, “BPA-1” Spacecrafts, p. 1. Available at http://www.tsenki.com/launch_services/help_information/launch/2010/
- [6] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *J. of the Astronautical Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678.
- [7] Gill E., Montenbruck O., D’Amico S. Autonomous Formation Flying for the PRISMA Mission. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 3, pp. 671–681.
- [8] Maessen D., Gill E. Relative State Estimation and Observability Analysis for Formation Flying Satellites. *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, vol. 35, no. 1, pp. 321–326.
- [9] Mesarovic M.D., Macko D., Takahara Y. Theory of Hierarchical, Multilevel, Systems. N.Y., Academic Press, 1970. 294 p.
- [10] Hart R., Long A., Lee T. Autonomous Navigation of the SSTI/Lewis Spacecraft Using the Global Positioning System (GPS). *Proc. of the Flight Mechanics Symposium 1997, NASA Conference Publication 3345*. May 19–21, 1997, pp. 123–133.
- [11] Palkin M.V. Questions of satellite formation flying design and control. *Vestn. Moskovskogo aviatsionnogo inst.* [Bull. Moscow Aviation Inst.], 2014, vol. 21, no. 3, pp. 29–35 (in Russ.).
- [12] Palkin M.V., Petuhov R.A. Controlling angular movement of a small spacecraft. *Jelektr. Nauchno-Tehn. Izd. “Nauka i obrazovanie”* [El. Sc.-Tech. Publ. “Science and Education”], 2013, no. 3, pp. 193–204. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/574636.html> DOI: 10.7463.0613.0574636
- [13] Chernii I. Minotaur Is Breaking the Record. *Novosti kosmonavтики* [News of Cosmonautics], 2014, no. 1, pp. 41–46 (in Russ.).
- [14] Volkov E.B., Dvorkin V.Z., Prokudin A.I., Shishkin U.N. Tehnicheskie osobennosti effektivnosti raketnih sistem [Technical Features of the Missile System Effectiveness]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 256 p.

Статья поступила в редакцию 29.04.2015

Палкин Максим Вячеславович — канд. техн. наук, помощник генерального директора АО “ВПК “НПО машиностроения”.

АО “ВПК “НПО машиностроения”, Российская Федерация, 143966, Московская обл., г. Реутов, ул. Гагарина, д. 33.

Palkin M.V. — Ph.D. (Eng.), Assistant Director General of AO Military and Industrial Corporation (AO “MIC “NPO Mashinostroyeniya”).

AO Military and Industrial Corporation “NPO Mashinostroyeniya”, Gagarina ul. 33, Reutov, Moscow Region, 143966 Russian Federation.

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Палкин М.В. Баллистико-навигационное обеспечение группового полета космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 6. С. 22–32.

Please cite this article in English as:

Palkin M.V. Ballistic and navigation issues for satellite formation flying design. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2015, no. 6, pp. 22–32.