

М. В. Палкин, канд. техн. наук, mpalkin@vpk.npomash.ru,
АО "ВПК "НПО машиностроения", г. Реутов,
И. П. Титков, аспирант, titkov.ivan.bmstu@gmail.com,
МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Управление маневрами космических аппаратов группового полета

Представлена прикладная задача управления маневрами группы автоматических космических аппаратов (КА). К важнейшим критериям баллистического проектирования группы КА относятся максимизация срока активного существования КА группы, обеспечение заданной точности формирования конфигурации, предотвращение столкновения КА.

Предложены методы поддержания пространственной конфигурации КА различного назначения (методы "постоянного" строя, "переменного" строя, "смешанный"), выданы рекомендации по их применению.

Среди идеологий управления конфигурацией КА группового полета возможно выделить две. Первая подразумевает независимое выдерживание каждым КА группы собственных априори заданных параметров орбиты. Вторая подразумевает выделение из группы КА лидеров, задающих конфигурации для ведомых КА.

Для управления маневрами КА группы целесообразно применение подходов теории оптимального управления многообъектными многокритериальными системами.

Разработанный на основе такой теории алгоритм состоит из трех повторяющихся этапов: 1) определение текущих параметров движения КА группы; 2) выбор направления, величины и длительности импульса управления каждого активного космического аппарата на основе прогноза параметров движения КА и критериев оптимизации; 3) выдача импульсов управления.

В работе такой алгоритм адаптирован для решения задачи управления группой КА по критериям минимизации изменения конфигурации и максимизации расстояния между КА при пересечении узловых точек (точек максимального сближения орбит) по методу "переменного строя".

Алгоритм включает этапы расчета относительного положения КА группы; прогноза относительного положения КА в момент прохождения "узловой точки"; расчета для каждого КА параметров маневра, обеспечивающего максимальное относительное расстояние между КА в момент ее прохождения.

Рассмотрен модельный пример определения параметров конфигурации группы КА для решения указанной задачи. Исследуется зависимость длительности вычислений от параметров алгоритма и числа КА группы.

Представлены рекомендации и проведен анализ возможности практического применения полученных результатов.

Ключевые слова: космический аппарат, групповой полет, оптимальное управление, баллистическое проектирование, относительное движение

Введение

В связи с активным развитием техники и информационных технологий, усиливающейся борьбой за лидерство в "космических инновациях" интерес исследователей начинают привлекать ранее казавшиеся "экзотическими" концепции спутниковых систем. Одной из них является концепция систем космических аппаратов (КА), летящих на сравнительно близком взаимном расстоянии (от сотен метров до сотен километров) и функционирующих как единое целое.

В отечественной литературе такие системы (конфигурации) называются КА группового полета (КА ГП), или формациями. В англоязычной литературе появился и стал устоявшимся термин "Formation Flying".

Некоторые вопросы баллистического построения и управления конфигурациями с применением методов теории оптимального управления рассматриваются в настоящей работе.

Баллистическое построение конфигурации группы КА

Существуют четыре основных метода поддержания пространственных конфигураций

КА ГП: метод "постоянного" строя, метод "переменного" строя, использование тросовых систем и "совмещенный" метод. Ниже дано описание каждого из методов.

1. Метод "постоянного" строя [8]. Подразумевает периодическое корректирование активными КА ГП относительного пространственного положения, в том числе на некомпланарных орбитах, с помощью бортовых двигательных установок. Метод, очевидным недостатком которого являются значительные затраты характеристической скорости, может применяться либо для кратковременного формирования конфигурации, либо в совокупности с другими методами.

Мерами уменьшения расхода топлива и повышения срока существования группы являются:

- попеременное маневрирование аппаратов группы и динамическое изменение трассы полета КА;
- варьирование частоты выдачи корректирующего импульса и допуска относительного пространственного положения КА.

2. Метод "переменного" строя (формирование "роя" КА) [8]. Позволяет периодически (два раза за виток) формировать конфигурацию при движении КА на некомпланарных орбитах в соответствии с выражением

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

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

При приближении к "узловым точкам" (точкам максимального сближения орбит) "рой" будет смешиваться и далее перестраиваться в зеркальном порядке.

Особенностью метода являются относительно небольшие затраты характеристической скорости при поддержании конфигурации (в основном на начальное разведение КА по орбитам).

3. *Формирование конфигурации КА ГП на одной орбите путем их тросовой связи.* Метод основан на сепарации остаточной атмосферой (вдоль вектора орбитальной скорости) связанных неэлектропроводным тросом КА с существенно различающимися (увеличивающимися по мере удаления от головного КА, в том числе и по длине каждого КА) баллистическими коэффициентами:

$$\begin{cases} B_i = \frac{C_{xi} S_i}{m_i}; \\ B_i > \frac{6l_i}{\rho_a L^2}, \end{cases}$$

где для i -го элемента связки КА C_{xi} — аэродинамический коэффициент лобового сопротивления; S_i — взаимодействующая с атмосферой площадь (мидель); m_i — масса; B_i — проектные ограничения на баллистический коэффициент; L — радиус орбиты; l_i — расстояние по направлению полета от начала "связки" КА; ρ_a — плотность атмосферы.

Метод может применяться на низких (до ~300 км) полетных траекториях для формирования группы пассивных (неманеврирующих) или активного (головного) и пассивных КА.

4. *"Совмещенный" метод.* Предполагает совместное или последовательное использование представленных выше методов.

Например, КА ГП, расположенные на центральной орбите или на нескольких орбитах по методу "переменного" строя, могут быть соединены тросовыми связями.

При необходимости кратковременного формирования сложной конфигурации на основе более простой КА, расположенные по методу "переменного" строя, могут совершить маневр временно-го перестроения. Или наоборот, в случае отказа части аппаратов группы при поддержании конфигурации по энергетически затратному "методу"

"постоянного" строя возможен переход на более экономичный вариант "переменного" строя.

Алгоритм управления маневрами КА группового полета при поддержании конфигурации

Возможны следующие способы управления конфигурацией КА ГП:

- выдерживание каждым КА априори заданной собственной орбиты. В этом случае аппараты группы равноправны и идентичны по оборудованию системы управления, конфигурация формируется путем начального разведения КА [3];
- иерархическое управление [8]. Подразумевает специализацию аппаратов на лидера (лидеров), определяющих навигацию группы, и формирование конфигурации ведомых КА, корректирующих свое положение на основе получаемой информации.

Для управления маневрами при формировании конфигурации целесообразно применять подходы теории оптимального управления многообъектными многокритериальными системами [1]. Рассмотрим равновесно-арбитражный алгоритм последовательной оптимизации стабильно-эффективного компромисса в форме Нэш — Парето.

Алгоритм предполагает выполнение с определенным временным шагом T следующих этапов:

1) определение в начале временного интервала T текущего пространственного положения, направления и скорости полета каждого КА группы;

2) выбор в начале временного интервала T направления, значения и длительности импульса управления каждого активного КА на основе:

- прогноза положения КА при выдаче импульса управления (в конце T) на основании математической модели движения КА группы;
- критериев оптимизации (например, расхода топлива, точности взаимного положения КА в конфигурации);

3) выдача импульса управления;

4) повторение расчетов по п. 1, 2 в конце очередного интервала.

Одним из важнейших видов маневров группы КА по методу "переменного" строя являются маневры, обеспечивающие безопасное прохождение (без столкновения КА, перепутывания тросовых элементов нескольких КА) "узловых точек".

Для осуществления прохождения "узловых точек" без столкновения необходимо обеспечить безопасные расстояния между КА группы.

В этом случае алгоритм расчета управляющего воздействия для каждого КА группы для

расположения их на максимальных относительных расстояниях при пересечении "узловой" точки предполагает следующие этапы:

1) периодический с временным интервалом T расчет относительного положения КА группы;

2) прогноз на основе информации п. 1 относительного положения КА в момент прохождения "узловой" точки;

3) расчет для каждого КА значения и направления импульса тяги (например, выдаваемого за один интервал T до прохождения "узловой" точки), обеспечивающего максимальное относительное расстояние между КА в момент ее прохождения.

$$A = \begin{bmatrix} 4 - 3 \cos nt & 0 & 0 & n^{-1} \sin nt & 2n^{-1}(1 - \cos nt) & 0 \\ 6(\sin nt - nt) & 1 & 0 & -2n^{-1}(1 - \cos nt) & n^{-1}(4 \sin nt - 3nt) & 0 \\ 0 & 0 & \cos nt & 0 & 0 & n^{-1} \sin nt \\ 3n \sin nt & 0 & 0 & \cos nt & 2 \sin nt & 0 \\ -6n(1 - \cos nt) & 0 & 0 & -2n \sin nt & 4 \cos nt - 3 & 0 \\ 0 & 0 & -n \sin t & 0 & 0 & \cos nt \end{bmatrix},$$

Выбор параметров управления при маневрировании КА группового полета в конфигурации

Решение задачи обеспечения безопасного прохождения узловой точки рассмотрим на примере близких по форме траекторий четырех КА, расположенных на некомпланарных около-круговых орбитах (с эксцентриситетами $e \neq 0$, $e \rightarrow 0$) с одинаковым шагом по углу долготы.

Введем систему координат, в которой ось Ox направлена вдоль радиус-вектора "ведущего" КА, ось Oz — вдоль вектора орбитального углового момента, ось Oy дополняет оси до правой тройки векторов.

Относительное невозмущенное движение каждой пары КА описывается системой уравнений Клохесси — Уилтшира [8]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = 3n^2 x + 2n\dot{y}; \\ \ddot{y} = -2n\dot{x}; \\ \ddot{z} = -n^2 z, \end{cases}$$

где $n = \sqrt{\mu/a^3}$, μ — гравитационный параметр; a — длина большой полуоси эллипса или радиус круговой орбиты "ведущего" КА.

Система дифференциальных уравнений в нормальной форме Коши имеет вид

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2; \\ \dot{x}_2 = 3n^2 x_1 + 2nx_4; \\ \dot{x}_3 = x_4; \\ \dot{x}_4 = -2nx_2; \\ \dot{x}_5 = x_6; \\ \dot{x}_6 = -n^2 x_5. \end{cases}$$

Решение системы уравнений может быть представлено в матричном виде:

$$X = AX_0,$$

где $X(t) = (x(t), y(t), z(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t))^T$ — вектор состояния; X_0 — вектор начальных условий для решения задачи Коши. Матрица состояния A имеет вид:

и определяет решение системы дифференциальных уравнений, записанной в нормальной форме Коши.

Относительное движение i -го и j -го КА определяется выражением

$$X_{ij} = X_j - X_i.$$

Введем вектор варьируемых параметров $\Delta q_s = (\Delta x_{s0}, \Delta y_{s0}, \Delta z_{s0}, \Delta \dot{x}_{s0}, \Delta \dot{y}_{s0}, \Delta \dot{z}_{s0})$, каждая составляющая в скобках — отклонение для s -го КА k -го параметра в начальный момент времени от программного (эталонного) значения.

Показатель качества управления (критерий оптимизации) может быть представлен в виде задачи минимизации суммы нормированных показателей:

$$J = \alpha^{\Delta q} J_{\Delta q} + (1 - \alpha^p) J_p \rightarrow \min, \quad (1)$$

где $J_{\Delta q}$ — функция отклонения координат вектора состояния каждого КА от заданного (программного или эталонного) значения в начальный момент времени; J_p — функция расстояния между КА в "узловой" точке; $\alpha^{\Delta q}$ и α^p — нормированные весовые коэффициенты степени значимости нормированных показателей.

Оптимизация по критерию (1) имеет смысл одновременного сохранения эталонной конфигурации орбитальной структуры (минимизации отклонений от эталонных параметров) и обеспечения траекторной безопасности (минимизации опасности столкновения или максимизации расстояний между аппаратами) при сближении траекторий в "узловой" точке.

При моделировании полета, например четырех КА, определим следующие параметры кон-

фигурации: в начальный момент времени $y_s^0 = 0$, $z_s^0 \neq 0$; прохождение КА узловой точки — через четверть периода обращения КА по орбите.

Для наглядности выберем только один управляющий параметр — начальное расстояние по дистанции между каждой парой КА в конфигурации. Вектор варьируемых параметров в этом случае $\Delta q_s = (0, \Delta y_s, 0, 0, 0, 0)^T$.

Для рассматриваемого случая движение пары КА описывается вектором

$$X \equiv (0, y_j^0 + \Delta y_j - y_i^0 - \Delta y_i, 0, 0, 0, 0)^T.$$

Показатели качества до нормирования имеют следующий вид:

$$J_{\Delta q} = \sum_{s=1}^{S_N} |y_s^0 - \Delta y_s^0|,$$

$$J_p = \sum_{i=1}^{S_N} \sum_{j=1}^{S_N} |y_j^0 - \Delta y_j^0 + y_i^0 - \Delta y_i^0|,$$

где S_N — число КА в группе; y_s^0 — смещение по дистанции s -го КА в эталонной конфигурации в начальный момент времени; Δy_s^0 — отклонение (управляемое) s -го КА от эталонной конфигурации в начальный момент времени.

Для практического применения вводится дополнительное ограничение на допустимые решения, например, в виде "интервала безопасности" — минимально допустимого расстояния между КА в окрестности "узловой" точки:

$$\min(\rho_{ij}) \geq R_p,$$

где R_p — радиус "интервала" безопасности [7].

При математическом моделировании проводят расчет расстояния между КА в "узловой" точке при различных вариациях отклонений каждого КА от программных параметров орбиты в начальный момент времени (за время T до достижения узловой точки).

На рис. 1 (см. третью сторону обложки) представлены результаты такого моделирования. Максимальный допустимый диапазон начального отклонения КА от программной траектории $|\Delta y_s^0| \leq 50$ м, шаг варьирования отклонения — 5 м, радиус "сферы безопасности" в окрестности узловой точки $R_p = 30$ м, весовые коэффициенты значимости равны 0,5.

На рис. 1 ось "Опасность" (J_p) характеризует близость КА при пересечении "узловых точек" (значение показателя тем меньше, чем больше расстояние между КА). Показатель "Отклонение" ($J_{\Delta q}$) характеризует отклонение координат каждого КА от заданного (эталонного) значения.

Обведенные точки на графике — допустимые значения показателей, для которых минималь-

ное расстояние между КА при пересечении некомпланарных траекторий более $R_p = 30$ м.

Из области допустимых решений выбираются оптимальные значения, минимизирующие скаляризованный критерий близости значения к точке (0;0) с учетом весовых коэффициентов. Таким образом, одновременно минимизируются показатели "Опасности" и "Отклонения": выбранным значениям соответствуют минимальные отклонения от программной траектории, обеспечивающие безопасное сближение КА в узловых точках.

Вычислительная сложность расчета управляющих параметров КА группового полета

В общем виде число комбинаций управляющих параметров для s -го КА может быть определено следующим образом:

$$n_s^{Q_s} = \prod_{q \in Q_s} n_q,$$

где n_q — число узлов разбиения сети управляющего параметра q ; Q_s — множество управляющих параметров s -го КА. Для одного КА в конфигурации максимальное число управляющих параметров принимается равным шести: отклонение от соседнего КА по дистанции, высоте, фронту и трем относительным скоростям по этим же каналам.

При одинаковой плотности разбиения сетки управляющих параметров число комбинаций управляющих параметров может быть найдено следующим образом:

$$n_s^{Q_s} = (n_q)^{N_Q},$$

где N_Q — число варьируемых параметров или число варьируемых координат.

В этом случае число вычислений функционала качества для группы КА может быть найдено по формуле

$$n_J = (n_s^{Q_s})^{N_S}$$

или

$$n_J = ((n_q)^{N_Q})^{N_S},$$

где N_S — число КА группы.

В приведенном выше примере рассматривалось разбиение одного управляющего параметра на 21 узел для четырех КА, что соответствует 194 481 вычислению показателя качества. Поиск решения с использованием персонального компьютера (под управлением

операционной системы Windows 7 с процессором Intel Core i5), работающем на частоте 3200 МГц, и 16 Гб оперативной памяти типа DDR3 с использованием программного комплекса MATLAB занял менее одной секунды.

На рис. 2 (см. третью сторону обложки) представлена зависимость числа вычислений функционала качества от числа КА для фиксированной плотности сетки в логарифмическом масштабе: число узлов в сетке разбиения управляющих параметров $n_q = 7$, число управляющих параметров $N_Q \in \{1, 2, 4, 6\}$, число КА $N_S \in \{1, \dots, 12\}$; на рис. 3 (см. третью сторону обложки) представлена зависимость длительности вычислений в предположении о возможности выполнения 1 млн вычислений функционала качества в секунду.

Из анализа представленной зависимости следует, что присутствует "взрывной рост" числа вычислений с увеличением числа КА и числа управляющих параметров (ограничение алгоритма).

В этой ситуации рекомендациями, способствующими применению рассмотренного метода и уменьшению числа вычислений, являются:

- увеличение допустимой длительности вычислений, что может способствовать снижению требований к вычислительной мощности: в зависимости от высоты орбиты и горизонта прогнозирования на вычисления может быть выделено до нескольких десятков минут;
- по возможности, выбор меньшего числа управляющих параметров (определяется спецификой решаемой задачи). Например, для группы из четырех КА, находящихся на некомпланарных орбитах с близкой высотой, допустимо обеспечить только соблюдение дистанции (один управляющий параметр) на момент прохождения узловой точки. При увеличении группы, например до восьми КА, возможно соблюдать не только дистанцию, но и относительную высоту (два управляющих параметра);
- для повышения точности и уменьшения числа вычислений целесообразно использовать методы ускорения параметрической оптимизации, например, изменять плотность сети управляющих параметров вблизи экстремумов функционала качества;
- к предложенному алгоритму возможно применить распараллеливание вычислений для увеличения быстродействия.

В последнем случае группу КА возможно рассматривать как вычислительный кластер.

Заключение

Рациональными методами формирования пространственной конфигурации группы являются: методы "постоянного" и "переменного" строя, "смешанный" метод, соединение КА тросовой связью. Представленные рекомендации и особенности этих методов могут являться базой для принятия решений на этапе баллистического проектирования группы КА ГП.

Подходы теории оптимального управления многообъектными многокритериальными системами представляют практический интерес для управления конфигурациями КА ГП за счет обеспечения возможности одновременного решения задачи управления группой КА по критериям минимизации расхода топлива и относительной точности поддержания конфигурации. Использование двухэтапного равновесно-арбитражного алгоритма последовательной оптимизации стабильно-эффективного компромисса в форме Нэш — Парето представляет целесообразность для решения этой задачи.

Рассмотренный модельный пример показал возможность решения задачи обеспечения прохождения узловых точек без столкновения КА группы с использованием методов параметрической оптимизации. Проведенный анализ зависимости длительности вычислений от параметров алгоритма и числа КА группы подтвердил высокую вычислительную сложность задачи управления группой КА. Предложенные рекомендации по уменьшению числа и длительности вычислений могут способствовать практическому применению предложенного подхода для групп большей численности.

Список литературы

1. Воронов Е. М. Методы оптимизации управления многообъектными многокритериальными системами на основе стабильно-эффективных игровых решений / Под ред. Н. Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им Н. Э. Баумана, 2001.
2. Воронов Е. М., Карпунин А. А., Палкин М. В. и др. Формирование конфигурации группы спутников и многокритериальное управление по конфигурационной точности и расходу // Труды XXXVIII академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2014, под общей редакцией А. К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. 418 с.
3. Палкин М. В. Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21, № 3. С. 29—35.
4. Палкин М. В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2015. № 08. С. 100—115.
5. Патент 2592121 РФ. Способ группового орбитального движения искусственных спутников / М. В. Палкин,

А. Н. Лавренов, Р. А. Петухов // Федеральный институт промышленной собственности. Заявл. 27.12.2011.

6. **Патент** 2569236 РФ. Способ группового орбитального движения искусственных спутников / М. В. Палкин, А. Н. Лавренов, Р. А. Петухов // Федеральный институт промышленной собственности. Заявл. 01.07.2014.

7. **Титков И. П.** Алгоритм формирования оптимальных периодических структур по критерию безопасности и точности // Электронный журнал "Молодежный научно-техни-

ческий вестник". 2015. № 12. 7 с. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/825956.html>.

8. **Clohessey W. H., Wiltshire R. S.** Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // *Journal of the Astronautical Sciences*. 1960. Vol. 27, N. 9. P. 653—678.

9. **LaPointe M. R.** Formation Flying with Shepherd Satellites // *NIAC Phase I Final Report*. 2001. P. 1—3. URL: www.niac.usra.edu.

10. **Alfriend K., Vadali S. R., Gurfil P. et al.** Spacecraft Formation Flying: Dynamics, Control and Navigation. Elsevier, 2009. 402 p.

Satellite Formation Flying Maneuver Control

M. V. Palkin, mpalkin@vpk.npomash.ru,

MIC "NPO Mashinostroyeniya", Reutov, 143966, Russian Federation,

I. P. Titkov, titkov.ivan.bmstu@gmail.com,

MSTU named after N. E. Bauman, Moscow, 105005, Russian Federation

Corresponding author: **Palkin Maksim V.**, Ph. D., MIC "NPO Mashinostroyeniya", 143966, Reutov, Russian Federation, e-mail: mpalkin@vpk.npomash.ru

Accepted on December 18, 2018

Abstract

A problem of a formation flying satellites maneuver control is presented. Among the most important criteria for satellite formation flying control system are active period maximization, precision of the configuration, secure motion (without collisions of satellites). Several methods for group configuration are presented: periodic impulse correction of each flying satellite position formation ("continuous order"); method of a satellite positioning on non-coplanar orbits ("variable order"). Other methods include combinations of methods mentioned above. Recommendations for their application are given. Two ideologies for satellite formation flying can be presented. The first one includes independent maintenance of each satellite a priori specified orbital parameters. The second one implies specialization of satellites: leaders provide orbital parameters for following satellites. Theory of the optimal control of multiobject multi-criteria systems is supposed to be rational for the maneuver control of a group of satellites. Based on this theory algorithm consists of the following phases. On the first phase current intergroup orbiting parameters are measured. On the second phase direction, capacity and duration of the control impulse are estimated based on the forecast of satellite orbital parameters and optimization criteria. On the last phase, the thrusters are used to issue a control impulse. In the presented paper such algorithm is adopted for a task of a formation flying control based on criterion, which consists of two parts. The first part is a configuration deformation minimization. The second one is a distance maximization near orbital node. Algorithm consists of three phases. On the first phase current intergroup orbiting parameters are measured. On the second phase orbital parameters in the "node" points are forecasted. On the third phase control parameters are estimated. A model example is given, computational complexity for different number of satellites is determined. Recommendations for practical application of the algorithm are given.

Keywords: satellite, formation flying, relative motion, optimal control, ballistic design

For citation:

Palkin M. V., Titkov I. P. Satellite Formation Flying Maneuver Control, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 5, pp. 308—313.

DOI: 10.17587/mau.20.308-313

References

1. **Voronov E. M.** *Metodi optimizatsii upravleniya mnogoobektnimi mnogokriterialnimi sistemami na osnove stabilno-effektivnih igrovih rewenii* (Methods for optimizing the management of multi-object multi-criteria systems based on stable-effective gaming solutions), Moscow, Publishing house of MSTU n.a. Bauman, 2001 (in Russian).

2. **Voronov E. M., Karpunin A. A., Palkin M. V.** Formation flying configuration design and multicriteria control, *Proceedings of the XXXVIII academic conference on Cosmonautics*, Moscow, Komissiya RAN po razrabotke nauchnogo naslediya pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva., 2014, 418 p. (in Russian).

3. **Palkin M. V.** *Nekotorye aspekty formirovaniya grupp kosmicheskikh apparatov i upravleniya imi* (Questions of satellite formation flying design and control), *Vestnik Moskovskogo Aviatzionnogo Instituta*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 29—35 (in Russian).

4. **Palkin M. V.** *Kontseptual'nye voprosy sozdaniya i primeniya kosmicheskikh apparatov gruppovogo poleta* (Conceptual problems of development and application of space vehicles for group flight), *Science and Education*, 2015, no. 08, pp. 100—115 (in Russian).

5. **Leonov A. G., Palkin M. V., Lavrenov A. N.** and al. *Sposob gruppovogo orbitalnogo dviganiya iskusstvennih sputnikov* (The method of group orbital motion of artificial satellites), Patent № 2592121 (RU) (in Russian).

6. **Leonov A. G., Palkin M. V., Lavrenov A. N.** and al. *Sposob gruppovogo orbitalnogo dviganiya iskusstvennih sputnikov* (The method of group orbital motion of artificial satellites), Patent № 2569236 (RU) (in Russian).

7. **Titkov I. P.** Algoritm formirovaniya optimalnih periodicheskikh struktur po kriteriu bezopasnosti i tochnosti (Algorithm for the formation of optimal periodic structures by the criterion of safety and accuracy), available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/825956.html> (in Russian).

8. **Clohessey W. H., Wiltshire R. S.** Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous, *Journal of the Astronautical Sciences*, 1960, vol.27, no. 9, pp. 653—678.

9. **LaPointe M. R.** Formation Flying with Shepherd Satellites, *NIAC Phase I Final Report*, 2001, pp. 1—3, available at: www.niac.usra.edu.

10. **Alfriend K., Vadali S. R., Gurfil P.** et al. Spacecraft Formation Flying: Dynamics, Control and Navigation, Elsevier, 2009, 402 p.