

УДК 629.7

Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета

Палкин М. В.^{1,*}

[*mpalkin@km.ru](mailto:mpalkin@km.ru)

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

В публикации рассмотрены концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов (КА). Представлены основные термины технологии группового полета. Определен круг задач, решаемых группами космических аппаратов. Показаны примеры таких систем. Сформулированы ключевые вопросы проектирования систем космических аппаратов группового полета: отработка технологии обмена информации и маневрирования, обеспечение космических аппаратов достаточным запасом характеристической скорости и баллистико-навигационное обеспечение, стандартизация, унификация, миниатюризация, комплексирование технических систем, перераспределение функций штатных подсистем КА и внутри группы, выведение группы на орбиту.

Ключевые слова: групповой полет космических аппаратов, баллистико-навигационное обеспечение, ракета-носитель, характеристическая скорость, перераспределение функций космических аппаратов

Введение

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

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

Попытки систематизировать некоторые аспекты создания КА группового полета делаются в настоящей работе.

Основная часть

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

$$\max l_{ni,nj} \ll l_o, \forall ni,nj \in \{n\}, n \geq 2,$$

где ni,nj - номера двух любых космических аппаратов группы; $\{n\}$ - совокупность космических аппаратов группы; l_o - длина витка орбиты; $l_{ni,nj}$ - расстояние между КА с номерами ni,nj .

Координированное движение и заданное пространственное положение (конфигурация) космических аппаратов реализуются путем информационного обмена и придания всем либо некоторым КА строя способности к согласованному программному изменению параметров своей орбиты в рамках разрешенных пространственных допусков и располагаемых запасов характеристической скорости.

Могут быть классифицированы следующие основные виды групп космических аппаратов:

- строй (ордер) – совокупность спутников группы постоянного упорядоченного друг относительно друга взаимного расположения. В этом случае определение группы дополняется признаком поддержания каждым космическим аппаратом заданного положения относительно других КА:

$$\begin{cases} x_{m \min} \leq x_m \leq x_{m \max}, \\ \Delta x_{i,i+1} = H_{i,i+1} \pm \Delta h_{i,i+1} \end{cases} \quad \forall t \in [t_n, t_k], i = 1, n-1, \quad (1)$$

где x_m - отклонение положения m -го космического аппарата от своего заданного положения (по одной оси, в используемой системе координат), определенного допуском $[x_{m \min}, x_{m \max}]$, постоянно рассчитываемым (задаваемым) на всем интервале времени $[t_n, t_k]$ существования группы, $\Delta x_{i,i+1}$ - расстояние между КА с номерами $i, i+1$, $\Delta h_{i,i+1}$ - допуск расстояния, n – количество аппаратов группы.

- «рой» – совокупность спутников группы переменного во времени взаимного положения (переменного строя) в пределах установленных границ группы. Для «роя» условие (1) не выполняется либо выполняется временно.

Для оценки «средней» высоты полета группы, наклона и других траекторных параметров, оценки положения одних КА группы относительно других могут быть введены понятия:

- центральная (опорная) орбита – условная траектория полета группы КА как единого аппарата;

- центральный космический аппарат – спутник, относительно которого другие аппараты группы координируют свое положение в целях поддержания конфигурации.

Иерархическое построение группы определяется понятиями:

- лидер (ведущий) – космический аппарат, управляющий пространственным положением группы аппаратов;
- ведомый – аппарат, координирующий свое положение в группе по командам лидера (ведущего).

С точки зрения возможности маневрирования могут быть выделены:

- активный (маневрирующий) аппарат;
- пассивный (неманеврирующий) аппарат.

Задачами применения КА группового полета могут являться:

- многостороннее исследование свойств распределенной в КА полезной нагрузки (например, проект LUVEX);
- многокритериальное исследование околоземного пространства (проекты GRACE, SWARM, MMS, SCOPE);
- формирование антенных полей сверхбольшой апертуры (проекты XEUS, DARWIN, LISA);
- осуществление многократной многодиапазонной последовательной съемки поверхности Земли или дальнего космоса (проекты EO – 1/LandSat-7; TanDEM-X, A-Train TPF);
- калибровка наземных средств наблюдения за космическим пространством путем запуска групп спутников разной величины и эффективной площади рассеяния;
- космическая реклама (формирование видимого с поверхности Земли спутникового построения в виде символа, текста, логотипа и др.);
- техническое обслуживание КА на орбите и др.

Отличительными особенностями функционирования космических аппаратов на орбите как группы являются:

- автономное автоматическое взаимодействие космических аппаратов.

При этом роль наземных средств подразумевает управление выполнением целевых задач группировки «как одного целого аппарата» (посредством связи с одним или несколькими КА группы); координация КА ГП выполняется ими автономно;

- разделение КА на специализированные подгруппы («лидеры»/ «ведомые», активные/пассивные);
- унификация технических и алгоритмических средств в группе или подгруппе космических аппаратов.

Ключевыми вопросами проектирования систем космических аппаратов группового полета на сегодняшний день являются:

- 1) отработка технологии автономного группового маневрирования космических аппаратов на орбите;
- 2) обеспечение космических аппаратов группового полета достаточным количеством топлива;

3) обеспечение построения группы и управления ей (баллистико-навигационное обеспечение - БНО);

4) технико-экономические вопросы выведения на орбиту группы космических аппаратов;

5) стандартизация и унификация технических систем космических аппаратов;

6) миниатюризация и комплексирование основных систем;

7) перераспределение функций штатных подсистем КА ГП.

К настоящему времени разработчиками разных стран накоплен большой опыт отработки совместного маневрирования (в основном, на компланарных орбитах) автоматических КА.

В таблице 1 приведены некоторые самые известные примеры таких экспериментов [2,4,5,12].

Таблица 1. Некоторые примеры отработки технологии группового полета КА

Название проекта/КА, год запуска, страна	Количество, тип аппаратов, высота орбиты	Цели эксперимента
«Космос-186» и «Космос-188», 1967, СССР	Активный и пассивный КА (эллиптич. орб. ап. 276 км/ пер. 200 км)	Отработка сближения и автоматической стыковки
ETS-7 (Hikoboshi, Orihime), 1997, Япония	Активный и пассивный КА, 550 км	Отработка сближения и автоматической стыковки
ST5, 2006, США	Три активных КА (эллиптич. орб. ап. 4570 км/ пер. 300 км)	Определение влияния солнечного ветра на магнитное поле Земли)
Prisma (Mango, Tango), 2010, Швеция [2]	Активный и пассивный, около 750 км.	Отработка маневрирования
«Чуансинь-3», «Шиянь-7», «Шицзянь-15», 2013, Китай [4]	Два (три?) активных КА, около 600 км.	Отработка маневрирования, в т.ч. некомпланарного, стыковки, захвата КА
КА GSSAP, 2014, США	Два активных КА, ~36000 км	Маневрирование с целью мониторинга КА на ГСО

В качестве примера полноценного проекта группировки КА [3], движущихся и поддерживающих конфигурацию на одной орбите, является проект SAMSON (совместная разработка Хайфского университета «Технион» с концернами IAI и RAFAEL). Запуск «звена» наноспутников массой 8 кг для приема сигналов с Земли и поиска терпящих бедствие людей планируется в 2016 году. «Уникальной» задачей проекта является доказательство возможности удержания единой и управляемой формации из трех спутников на протяжении года на орбите высотой 600 км. Сообщается, что аппараты будут поддерживать связь и выдерживать заданные расстояния между собой.

Обеспечение космических аппаратов группового полета запасами характеристической скорости

Выполнение требования прецизионного позиционирования для длительно функционирующей на орбите конфигурации связано с наличием на КА достаточных запасов топлива, использованием двигателей малой тяги и высокого удельного импульса (в т.ч. микродвигателей). В таблице 2 представлены серийно выпускающиеся отечественные и зарубежные двигатели малой тяги, применение которых возможно при создании КА ГП.

Таблица 2. Основные характеристики двигателей малой тяги космических аппаратов

Марка двигателя, страна	Назначение	Топливо/рабочее тело	Мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с
Электроракетные двигатели					
СПД-290, Россия	Коррекция орбиты	Инертный газ	5-30	1500	3300
XIPS-13, США	Коррекция орбиты, разгрузка маховиков	Инертный газ (ксенон)	0,43	~18	2568...2720
XIPS-25, США	Довыведение, коррекция орбиты	Инертный газ	4,5	165	3800
NSTAR-30	Работа в составе маршевой ДУ	Инертный газ	0,42...2,3	19...92,7	1814...3127
UK-10(T5) (EADS Astrium), Великобритания	Коррекция орбиты	Инертный газ	0,28...0,64	10...25	3000...3300
Газовый двигатель					
МД5, Россия	Коррекция орбиты	воздух, азот		4,9Е3	70
Жидкостные ракетные двигатели					
К10	Коррекция орбиты	НДМГ	3,3...3,9 Е0,1	100	200...220
TK500M	Коррекция орбиты	НДМГ	10,3...12,8 Е0,1	1...6 Е3	220...240
11Д428А, Россия	Коррекция орбиты	НДМГ/АТИН		130,5Е3	291
11Д457, Россия	Коррекция орбиты	НДМГ/АТИН		55 Е3	259
17Д16, Россия	Коррекция орбиты	керосин/О2		196,10Е3	257
ASTRIUM ST, Германия	Коррекция орбиты	Гидразин	-	10	220

В качестве примера, в таблице 3 представлены расчеты затрат характеристической скорости для удержания активного КА массой ~ 250 кг на расстоянии по фронту от пассивного КА, не превосходящем $d_{\max} = 200$ м, в течение 30 суток, на высоте 300 км (период орбитального движения $T \approx 1$ час 30 мин), а также расчет массы топлива КА для поддержания конфигурации. Для коррекции использован двигатель МД-5, таблица 2.

Таблица 3. Расчет затрат характеристической скорости на маневрирование КА

Допуск положения активного КА, м	Суммарные затраты характеристической скорости, Δv_{total} (м/сек)	Соотношение масса КА с топливом к массе «сухого» КА, кг
20	648.8	2,6
10	672.6	2,65
5	684.3	2,7

Из таблицы 3 видно, что масса топлива КА ГП, как правило, может достигать 30% веса КА и более, в то же время вес топлива одиночного КА (негруппового полета) обычно составляет $\sim 5 \dots 10$ % веса.

Таким образом, в ряде источников [9] делается предположение, что важной предпосылкой создания полноценных группировок КА группового полета является техническая революция в области двигателей. В соответствии с этой же проблемой делаются попытки применения новых способов взаимодействия КА – например, обменом масс, электромагнитным взаимодействием [13], применением тросовых систем и др.

К задаче баллистико-навигационного обеспечения проектного этапа создания системы космических аппаратов группового полета могут быть отнесены следующие вопросы:

- определение баллистической схемы полета группы КА, в т.ч. схем формирования конфигурации, переформирования, восполнения группировок КА;
- разработка идеологии навигационного взаимодействия между КА группы, КА и наземными станциями;
- анализ возможных нештатных ситуаций в полете и баллистико-навигационных способов их устранения;
- разработка программно-математического обеспечения всех видов как для космических средств, так и наземных систем контроля и управления, циклограмм БНО в штатной и моделируемых нештатных ситуациях;
- постановка смежных научно-технических задач при реализации БНО космического полета, вопросы оптимизации баллистико-навигационных вопросов.

Основным ограничением сложных баллистических построений является ресурс энергетических и информационно-вычислительных систем КА.

Могут быть применены следующие варианты поддержания пространственной конфигурации КА ГП:

1) Метод «постоянного» строя [8]. Подразумевает периодическое корректирование активных 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 космических аппаратов.

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 космических аппаратов, ΔB_{ij} – разница в эксцентриситетах орбит двух любых пар i и j космических аппаратов из n штук, 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, соответственно 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) полётных 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 временного перестроения. Или наоборот, в случае отказа части аппаратов группы при поддержании конфигурации по затратному «методу» «постоянного» строя, возможен переход на более экономичный – «переменного» строя.

Возможны следующие варианты 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 [13];

- иерархическое управление [8]. Подразумевает специализацию аппаратов на лидера (лидеров), определяющих навигацию группы и формирование конфигурации, ведомых КА, корректирующих свое положение на основе получаемой информации.

Возможны следующие варианты 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 [13];

- иерархическое управление. Подразумевает специализацию аппаратов на лидера (лидеров), определяющих навигацию группы и формирование конфигурации, ведомых КА, корректирующих свое положение на основе получаемой информации.

Техническими достижениями, способствующими решению задачи навигации КА группового полета, являются:

- возможность распределенного решения задач с использованием бортовых ресурсов группы КА;

- возможность минимизации количества наземных пунктов управления группировкой за счет значительной пространственной протяженности и информационной взаимосвязи между космическими аппаратами.

- наличие спутниковых измерительных систем (Глонасс, GPS) и межспутниковых систем ретрансляции сигнала.

Решения стандартизации и унификация конструкции технических систем КА ГП подразумевают:

- создание типовых модулей бортовых систем космических аппаратов группировки;
- внедрения типовых стандартов обмена информацией между КА.

Решение таких вопросов позволит повысить технологичность КА, понизить стоимость их создания и обслуживания, сократить сроки создания и отработки КА.

Примером стандартизации в космической технике для производства малых КА является разработка платформы «CubeSat» малых искусственных спутников Земли с типовым габаритом 10x10x10 см. Технология позволяет соединить несколько корпусов «CubeSat», увеличив габарит и возможности платформы.

Технико-экономические вопросы выведения космических аппаратов группового полета

На сегодняшний день возможны следующие варианты запуска КА ГП с использованием ракет-носителей легкого, среднего и тяжелого классов:

- одиночный запуск КА;
- групповой запуск двух или более целевых КА (преимущественно для КА, работающих в одной орбитальной плоскости);
- попутный запуск КА в виде дополнительной полезной нагрузки к основному КА, выводимому РН.

Характерный пример распределения РН различного класса представлен на рис. 1 [9].

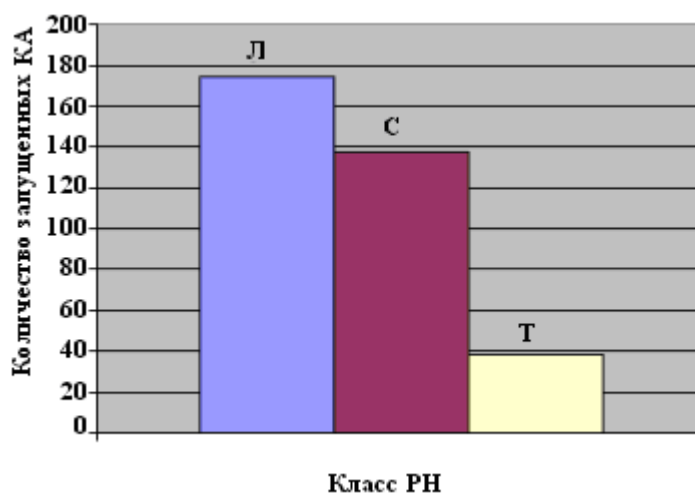


Рис. 1 Запуски КА РН различного класса (за восьмилетний период, Л, С, Т - носители, соответственно легкого, среднего, тяжелого классов, 2010 год)

В отличие от традиционных запусков одиночных КА или КА спутниковых систем, оптимизация задачи выбора носителя или носителей для запуска КА ГП определяется функционалом:

$$F = \min(\gamma, \psi, \alpha),$$

где γ - экономические затраты запуска группы КА определенной массы на определенную орбиту; ψ - затраты времени и топлива КА при начальном разведении КА и формировании конфигурации группировки. В отличие от задачи формирования «созвездий» спутников (типа ГЛОНАСС и др.), наполнение которых космическими аппаратами может проходить достаточно длительное время (несколько лет), учитывая относительную независимость выведения КА на разные орбиты и автономное управление каждым спутником с Земли, в случае формирования пространственной конфигурации может требоваться очень короткий (до суток) временной интервал формирования группировки; α - затраты ресурсов этапа функционирования КА ГП на орбите (восполнение группировки относительно небольшим количеством КА, обслуживание группировки).

В таблице 4 приведены некоторые параметры применения носителей различного класса [16].

Таблица 4. Технико-экономические параметры современных ракет-носителей

Ракета-носитель	Космодром	Масса выводимой на низкую орбиту полезной нагрузки, т	Стоимость запуска, млн. \$
Протон М и К	Байконур	22	80
Зенит-2М	Байконур	13.7	45
Союз-ФГ	Байконур	7.1-7.8	35-40
Союз-2	Байконур, Плесецк	7.8	35-40
Стрела	Байконур	2.0	10-14
Зенит-3SL	Байконур, Sea-launch	6.1	90
Космос 3М	Капустин Яр, Плесецк	1.5	8
Старт-1	Свободный, Плесецк	0.5	10-14
Днепр-1	Ясный	4.5	20
Delta-IV	Мыс Канаверал, Ванденберг	8,6-25,8	140-170
Atlas II,III,V	Мыс Канаверал, Ванденберг	6,5-29,4	85-115
Titan-IV	Мыс Канаверал, Ванденберг	17,6-21,7	250-350
Ariane 4,5	Гвиана, Куру	5,0-21	70-115
Falcon	Мыс Канаверал	0,7-32	7-90
Pegasus	Lockheed L-1011	0,44	30

Таким образом, выбор вариантов запуска КА ГП определяется особенностями каждой конкретной системы. В то же время, потенциально высокие количественные и весовые параметров КА ГП и временные ограничения развертывания группировки неизбежно повлекут за собой:

- рост интенсивности применения тяжелых носителей для задачи начального формирования орбитальной группы, повысив востребованность и эффективность использования последних;

- востребованность применения средних носителей для задач восполнения группировки КА.

Перспективным средством сохранения эффективности выполнения целевой задачи КА группировки может являться **автоматическое перераспределение ресурсов** (в т.ч. функций) КА группировки [7].

К возможным направлениям перераспределения ресурсов можно отнести:

- 1) перераспределение ресурсов внутри КА. Например, перераспределение функций между приборами системы управления (например, блоками инерциальной системы и системы ориентации/навигации по внешним сигналам); возложение на двигатели-маховики функции ориентации/стабилизации КА вместо микродвигателей (ДУ) и т.д.

- 2) перераспределение функций между КА. Например, перевод КА с наименьшим запасом топлива на менее затратные траектории движения, вплоть до центральной орбиты, с возложением на него функций «лидера».

Решение задачи перераспределения происходит в несколько этапов:

- системный анализ на проектном этапе всех типов штатных подсистем ЛА и определение необходимых и достаточных условий перераспределения их ресурсов;
- разработка алгоритмов перераспределения ресурсов;
- исследование эффективности перераспределения ресурсов между определенными подсистемами летательного аппарата.

Миниатюризация и комплексирование являются важнейшими условиями реализации концепции группового полета, позволяя:

- сократить выводимые объем и массу КА, энергозатраты функционирования КА;
- расширить возможности бортовых систем;
- повысить показатели унификации бортовых систем;
- снизить стоимость создания КА.

В реализации направления наибольшие успехи достигнуты в создании бортовых систем измерения параметров и управления. В то же время энергетические системы КА (системы энергопитания, двигательные установки) развиваются менее интенсивно [11].

В качестве примера (рис. 2) представлена относительно недорогая навигационная система «Nanosatellite Sensor Suite» (NSS) фирмы SPEC (США) на базе современной технологии микро-электро-механических систем (МЭМС).

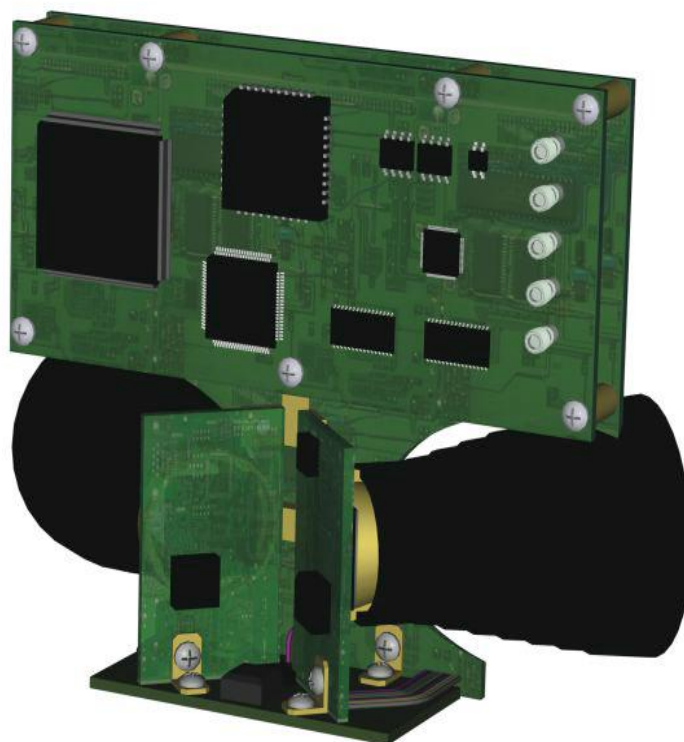


Рис. 2. Навигационная МЭМС-система

NSS представляет собой легкий, компактный, потребляющий мало энергии одиночный модуль, состоящий из комбинации инерциальной МЭМС, GPS приемника, датчика магнитного поля и звездного датчика. Модуль предназначен для измерения углового и пространственного положения, а также вектора скорости малых КА.

Для измерения средне- и высокоскоростных маневров КА инерциальная МЭМС использует шесть измерителей угловых ускорений, а также трехмерный массив акселерометров, установленных на девяти поверхностях.

Специализированное программное обеспечение компенсирует ошибки датчиков, обеспечивая на выходе высокоточное измерение маневров.

GPS приемник обеспечивает определение абсолютного положения КА с точностью 1 м и его скорости с точностью 0,06 м/с. Датчик магнитного поля обеспечивает определение местной вертикали с точностью угловой ориентации 0,3% и позволяет звездному датчику минимизировать время поиска ориентиров.

В работах [6, 11] представлены возможные направления миниатюризации и повышения эффективности фотоэлектрических панелей, аккумуляторных батарей, коммутирующей электроники, ДУ. В качестве примера миниатюризации и использования МЭМС-технологий в двигательных установках могут быть использованы, например, однокомпонентные ЖРД немецкой фирмы ASTRIUM ST (проект PRECISE). Основные характеристики двигателя представлены в таблице 2. Структурная схема МЭМС ДУ представлена на рис. 3.

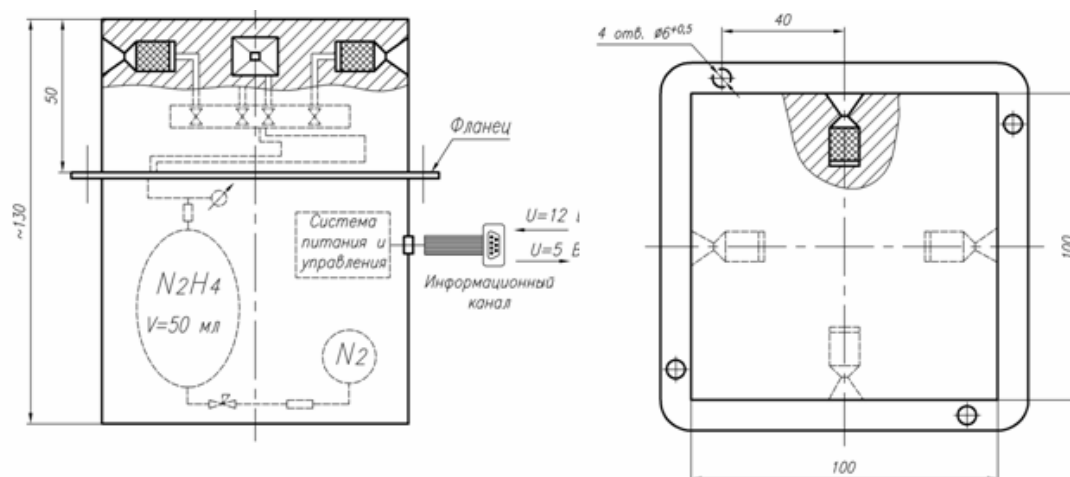


Рис. 3. Структурная схема МЭМС ДУ

В [9] отмечено, что создание космических аппаратов с характеристиками полезных нагрузок, сопоставимых с характеристиками единичных специализированных КА, на базе конструктивных технологий сегодняшнего дня, по оценкам разработчиков, имеет предел, близкий к 100-150 кг. И не позволяет значительно, например, на порядок увеличить количество КА в орбитальной группировке.

Таким образом, полезные эффекты от применения КА ГП с увеличением их числа без использования новейших технологий тормозятся проблемой экономического обоснования. Что повышает важность предпроектных работ целеполагания создания таких группировок.

Заключение

Рассмотрены концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полета. Определен круг задач, решаемых с помощью таких групп. Показаны примеры применения КА ГП.

Сформулированы ключевые вопросы проектирования космических аппаратов группового полета.

Список литературы

1. Черный И. Мечтатели из DARPA // Новости космонавтики. 2013. № 5. С. 56-57.
2. Запуск КА Prisma (Mango+Tango), Picard, «БПА-1» // Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры: сайт. Режим доступа: http://www.tsenki.com/launch_services/help_information/launch/2010 (дата обращения 01.06.2014).
3. Лисов И. Наноспутники полетят строем // Новости космонавтики. 2015. № 3. С. 59.
4. Лисов И. «Шицзянь-15» продолжает космические эксперименты // Новости космонавтики. 2014. № 7. С. 52-53.

5. Лисов И. Ангелы и стражи для геостационара // Новости космонавтики. 2014. № 9. С. 72-75.
6. Палкин М.В., Евстифеев В.В., Петухов Р.А. Комбинированная система управления угловым движением малого космического аппарата // Мехатроника, автоматизация и управление. 2014. № 4. С. 62-67.
7. Палкин М.В. Повышение эффективности летательных аппаратов путем перераспределения ресурсов штатных подсистем // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 2. Режим доступа: <http://technomag.edu.ru/doc/325917.html> (дата обращения 14.05.2015).
8. Палкин М.В. Некоторые аспекты формирования групп космических аппаратов и управления ими // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21, № 3. С. 29-35.
9. Макриденко Л.А., Волков С.Н., Ходненко В.П. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2010. Т. 114. С. 15-26.
10. Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.
11. Широков П.А., Реш Г.Ф. К вопросу о миниатюризации энергетических систем КА // Третья международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии» (Реутов - Москва, 20-21 мая 2014 г.): тр. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. С. 206-210.
12. Овчинников М.Ю. «Эх, мчится тройка удалая...». 2012 // Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН: сайт. Режим доступа: <http://www.keldysh.ru/events/3.pdf> (дата обращения 13.04.2015).
13. LaPointe M.R. Formation Flying with Shepherd Satellites. Phase I Final Report. NASA Institute for Advanced Concepts, 2001. P. 1-3. Режим доступа: http://www.niac.usra.edu/files/studies/final_report/607LaPointe.pdf (дата обращения 01.06.2014).
14. Tillerson M., Breger L., How J. P. Distributed coordination and control of formation flying spacecraft // Proceedings of the 2003 American Control Conference. Vol. 2. IEEE Publ., 2003. P. 1740–1745. DOI: [10.1109/ACC.2003.1239846](https://doi.org/10.1109/ACC.2003.1239846)
15. 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. DOI: [10.2514/1.23015](https://doi.org/10.2514/1.23015)
16. Безручко К.В., Давидов А.О., Свищ В.М., Харченко А.А. Классификация и сравнительные характеристики стартовых комплексов современных ракет-носителей // Авиационно-космическая техника и технология. 2010. № 10. С. 33-37.

Formation Flying Concept Issues

M.V. Palkin^{1,*}

[*mpalkin@km.ru](mailto:mpalkin@km.ru)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: formation flying, ballistic and navigation maintenance, launch vehicle, characteristic velocity, intersatellite function redistribution

The term “formation flying” implies coordinated movement of at least two satellites on coplanar and non-coplanar orbits with a maximum distance between them being much less than the length of the orbit. Peculiarities of formation flying concept also include:

- automatic coordination of satellites;
- sub-group specialization of formation flying satellites;
- equipment and data exchange technology unification in each specialized group or sub-group.

Formation flying satellites can be classified according to the configuration stability level (order (array), cluster («swarm»), intergroup specialization rules («central satellite», «leader», «slave»), manoeuvrability («active» and «passive» satellites).

Tasks of formation flying include:

- experiments with payload, distributed in formation flying satellites;
- various near-earth space and earth-surface research;
- super-sized aperture antenna development;
- land-based telescope calibration;
- «space advertisement» (earth-surface observable satellite compositions of a logotype, word, etc.);
- orbital satellite maintenance, etc.

Main issues of formation flying satellite system design are:

- development of an autonomous satellite group manoeuvring technology;
- providing a sufficient characteristic velocity of formation flying satellites;
- ballistic and navigation maintenance for satellite formation flying;
- technical and economic assessment of formation flying orbital delivery and deployment;
- standardization, unification, miniaturization and integration of equipment;
- intergroup and intersatellite function redistribution.

References

1. Chernyi I. Dreamers at DARPA. *Novosti kosmonavtiki*, 2013, no. 5, pp. 56-57. (in Russian).
2. Prisma (Mango+Tango), Picard, BPA-1 spacecrafts launch. Center for Operation of Space Ground-Based Infrastructure: website. Available at:

- http://www.tsenki.com/en/launch_services/help_information/launch/2010/ , accessed 01.06.2014.
3. Lisov I. Nano-satellite formation flying. *Novosti kosmonavtiki*, 2015, no. 3, p. 59. (in Russian).
 4. Lisov I. Shenzhou-15 continues space experiments. *Novosti kosmonavtiki*, 2014, no. 7, pp. 52-53. (in Russian).
 5. Lisov I. Angels and guards for geostationary satellite. *Novosti kosmonavtiki*, 2014, no. 9, pp. 72-75. (in Russian).
 6. Petukhov R.A., Evstifeev V.V., Palkin M.V. The Small Spacecraft'S Combined Angular Motion Control System. *Mehatronika, Avtomatizacia, Upravlenie = Mechatronics, Automation, Control*, 2014, no. 4, pp. 642-67. (in Russian).
 7. Palkin M.V. Enhancement of a flying vehicles' efficiency using a resource redistribution approach. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2012, no. 2. Available at: <http://technomag.edu.ru/doc/325917.html> , accessed 14.05.2015. (in Russian).
 8. Palkin M.V. Questions of satellite formation flying design and control. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 3, pp. 29-35. (in Russian).
 9. Makridenko L.A., Volkov S.N., Khodnenko V.P., Zolotoy S.A. Conceptual problems on creation and application of small spacecraft. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM*, 2010, vol. 114, pp. 15-26. (in Russian).
 10. Lysenko L.N., Betanov V.V., Zvyagin F.V. *Teoreticheskie osnovy ballistiko-navigatsionnogo obespecheniya kosmicheskikh poletov* [Theoretical foundations of ballistics navigation support of space flight]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014. 518 p. (in Russian).
 11. Shirokov P.A., Resh G.F. On the miniaturization of spacecraft power systems. *Tret'ya mezhdunarodnaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Aerokosmicheskie tekhnologii": tr.* [Proc. of the Third International Scientific Conference "Aerospace Technologies"], Reutov - Moscow, 20-21 May 2014. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2014, pp. 206-210. (in Russian).
 12. Ovchinnikov M.Y. *Ekh, mchitsya troika udalaya ...* [Ah, racing triple daring...], 2012. Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences: website. Available at: <http://www.keldysh.ru/events/3.pdf> , accessed 13.04.2015. (in Russian).
 13. LaPointe M.R. *Formation Flying with Shepherd Satellites. Phase I Final Report*. NASA Institute for Advanced Concepts, 2001, pp. 1-3. Available at: http://www.niac.usra.edu/files/studies/final_report/607LaPointe.pdf , accessed 01.06.2014.
 14. Tillerson M., Breger L., How J. P. Distributed coordination and control of formation flying spacecraft. *Proceedings of the 2003 American Control Conference. Vol. 2*. IEEE Publ., 2003, pp. 1740–1745. DOI: [10.1109/ACC.2003.1239846](https://doi.org/10.1109/ACC.2003.1239846)
 15. Gill E., Montenbruck O., D'Amico S. Autonomous Formation Flying for the PRISMA Mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 3, pp. 671-681. DOI: [10.2514/1.23015](https://doi.org/10.2514/1.23015)
 16. Bezruchko K.V., Davidov A.O., Svishch V.M., Kharchenko A.A. Classification and comparative characteristics of the launching site of modern carrier rockets. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya = Aerospace Technic AND Technology*, 2010, no. 10, pp. 33-37. (in Russian).