

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ДРУГИХ КЛАССОВ

Седелников А.В.* , Танеева А.С.** , Орлов Д.И.***

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королёва (Самарский университет),
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: axe_backdraft@inbox.ru*

*** e-mail: nastya-gorozhankina@yandex.ru*

**** e-mail: grand_99v@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 06.06.2020

Анализируется проектный облик малого космического аппарата (МКА) технологического назначения в свете опыта проектирования и эксплуатации космических аппаратов (КА) среднего класса и класса орбитальных космических станций. Формируются проектные требования к МКА и системе его ориентации и управления движением в аспекте удовлетворения требований по микроускорениям, способствующим благоприятной реализации гравитационно-чувствительных процессов. Результаты работы могут быть использованы при разработке МКА технологического назначения.

Ключевые слова: малый космический аппарат технологического назначения, гравитационно-чувствительные процессы, проектный облик, микроускорения.

Современный этап развития космической техники характеризуется становлением первых проектов МКА технологического назначения. Наблюдается их широкое использование во всех сферах космической деятельности [1]. На данный момент опыта проектирования и, тем более, эксплуатации таких МКА пока нет. Насколько эффективно применение МКА для нужд космического материаловедения, пока ещё до конца не ясно, однако бесспорные преимущества МКА по сравнению с КА других классов — низкая стоимость и короткие сроки реализации космической программы — способны обеспечить самый широкий доступ специалистов в области космических технологий к реализации своих наработок в космических условиях. Поэтому важной задачей является проектирование и производство такой техники, которая смогла бы удовлетворить запросы в области гравитационно-чувствительных процессов (рис. 1) [2]. В настоящий момент развитие космической техники существенно отстаёт от потребностей космических технологий.

Очевидно, что полноценная замена КА узкоспециализированного технологического назначения (таких как «МАКОС–Т» [3], «НИКА–Т» [4], «ОКА–Т» [5] и др.), а также КА широкого технологического и биомедицинского назначения среднего класса (например, «Фотон–М» [6], «Бион–М» [7], «Шидзьянь» [8]) на МКА просто невозможна из-за ограниченных возможностей последних. Малые размеры и масса МКА не позволяют размещать большое количество различного оборудования и осуществлять возврат результатов проведённых экспериментов на Землю. В этом смысле МКА будут не конкурировать с КА среднего класса, а, скорее, дополнять их возможности. Например, перед проведением полномасштабной программы реализации гравитационно-чувствительных процессов можно осуществить ряд ограниченных экспериментов на МКА, выявив при этом основные особенности их протекания, уточнить требования для их благоприятного течения и т.д. Такая концепция использования МКА для нужд космических технологий, видимо, имеет хорошие

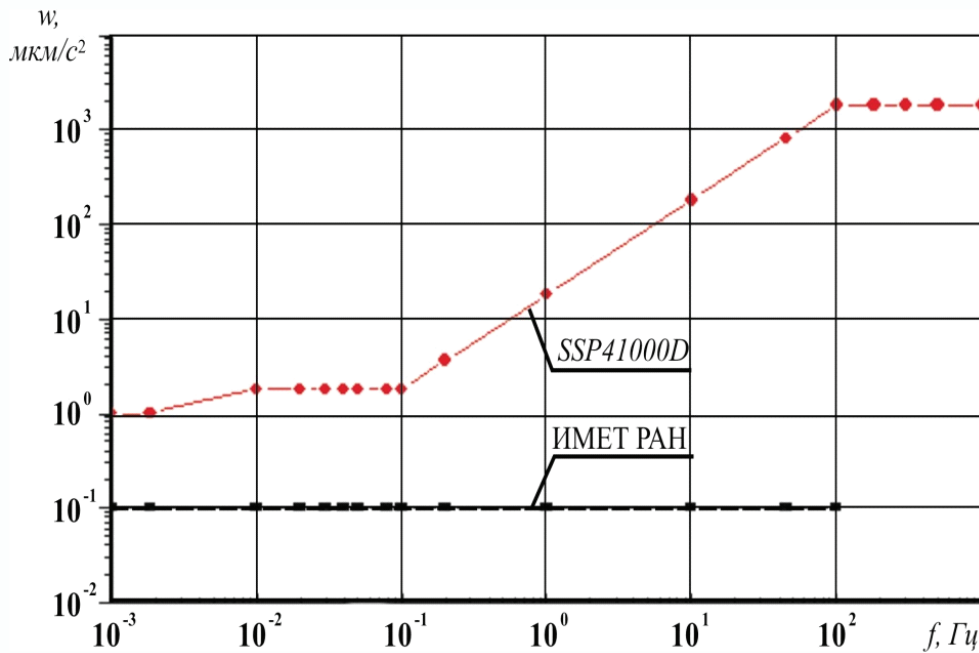


Рис. 1. Желаемый и реализованный на борту МКА уровень микроускорений (верхняя кривая — из официального документа SSP41000D, в котором сформулированы требования к уровню микроускорений для проведения гравитационно-чувствительных экспериментов и процессов на МКА; нижняя кривая демонстрирует требования специалистов ИМЕТ им. А.А. Байкова РАН согласно разработанным ими процессам)

перспективы. Запуск МКА технологического назначения можно осуществлять по мере готовности научной или технологической программы, не ожидая несколько лет разработки и создания КА среднего класса (КА «Фотон–М» № 3 был запущен в 2007 году, КА «Фотон–М» № 4 — лишь в 2014 году). Однако задача разработки МКА технологического назначения даже с целью предварительных исследований и экспериментов является достаточно сложной. МКА существенно отличается от КА других классов как по габаритно-массовым характеристикам, так и по составу значимых возмущающих факторов, влияющих на его орбитальное движение. Поэтому опыт разработки и эксплуатации КА других классов применительно к МКА нужно в значительной степени перерабатывать.

Требования, которые предъявляют гравитационно-чувствительные процессы к КА среднего класса, определяют высокую энерговооружённость МКА технологического назначения и продолжительный период, в течение которого величина микроускорений является приемлемой для успешного протекания этих процессов. Требование высокой энерговооружённости МКА определяет, в первую очередь, проектный облик: конструктивно-компоновочная схема (ККС) МКА дол-

жна содержать значительные по своей площади панели солнечных батарей (ПСБ). Например, для КА «НИКА–Т» минимальная величина среднего суммарного суточного энергопотребления составляла 2 кВт. При этом масса научного оборудования была 700 кг. Эта электрическая мощность обеспечивалась двумя ПСБ, общая площадь которых равнялась примерно 17 м². Получается около 3 Вт/кг. Уменьшив массу научной аппаратуры до 200 кг, сохранив соотношение потребляемой мощности и массы научной аппаратуры. Тогда потребуется примерно 0,6 кВт среднего суточного энергопотребления. Такую мощность можно обеспечить ПСБ, суммарная площадь которых немного превышает 5 м². Если ширина панели будет около 1 м, то понадобится две ПСБ длиной 2,5 м. Предположим, что общая масса МКА составит около 1000 кг, а КА «НИКА–Т» — 6700 кг. При одинаковой массе квадратного метра ПСБ отношение её массы к общей массе КА в случае МКА будет почти в два раза выше, чем для КА «НИКА–Т». Следовательно, проектирование ККС МКА с двумя ПСБ усложнит задачу управления КА. При большом отношении массы ПСБ к общей массе МКА их собственные колебания значимо влияют на движение центра масс МКА. Здесь речь идёт даже не об удовлетворении

требований по микроускорениям, а об управляемости МКА.

Можно использовать четыре ПСБ, а не две. Такая ККС характерна для проекта технологического КА «Возврат–МКА» (рис. 2) [9]. Тогда длину каждой ПСБ можно заметно снизить.

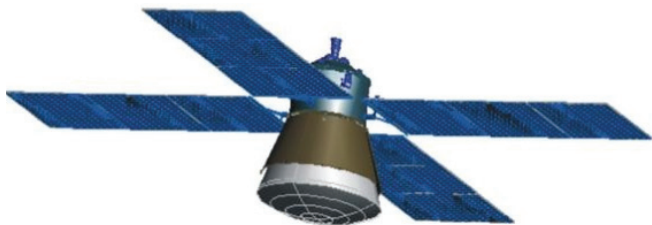


Рис. 2. Схема КА «Возврат–МКА»

Следует отметить, что энерговооружённость КА «НИКА-Т» соответствовала требованиям конца 80-х годов прошлого века, когда проектировалась эта космическая лаборатория [4]. В настоящее время они возросли, и по мере развития космических технологий тоже будут расти.

В этой связи можно отметить важный конструктивный нюанс. С целью снижения влияния собственных колебаний ПСБ на движение центра масс МКА можно уменьшить жёсткость узла крепления панелей к корпусу КА. Такой конструктивный приём применялся, например, на КА «Spot–4» (рис. 3) [10].

В этой ситуации снижаются требования к системе ориентации и управления движением, но

значительно падает энергоэффективность ПСБ. Например, значение косинуса угла между нормалью к ПСБ и направлением на Солнце у КА «НИКА–Т» должно быть не менее 0,9. Лишь такой ценой можно было обеспечить энергопотребление в 2 кВт в сутки. При конструктивном решении, представленном на рис. 3, среднее значение косинуса не превысит 0,4. В этом случае обеспечение необходимой энерговооружённости потребует существенного увеличения площади ПСБ.

С конструктивной точки зрения существует следующая альтернатива:

- использовать жёсткое крепление при минимальной площади ПСБ, добиваясь путём управления движением МКА высокого значения косинуса угла между нормалью к ПСБ и направлением на Солнце;

- уменьшить жёсткость крепления, используя ПСБ большой площади при среднем косинусе 0,4.

Для решения различных задач обе эти альтернативы имеют право на существование. Анализ показывает, что требования по энерговооружённости не только касаются проектного облика МКА, но и формируют особенности управления его движением.

Требование обеспечения длительного низкого уровня микроускорений, благоприятного для реализации гравитационно-чувствительных процессов, относится в большей степени к системе ориентации и управления движением МКА. Космические лаборатории среднего класса узкоспециализированного технологического назначения

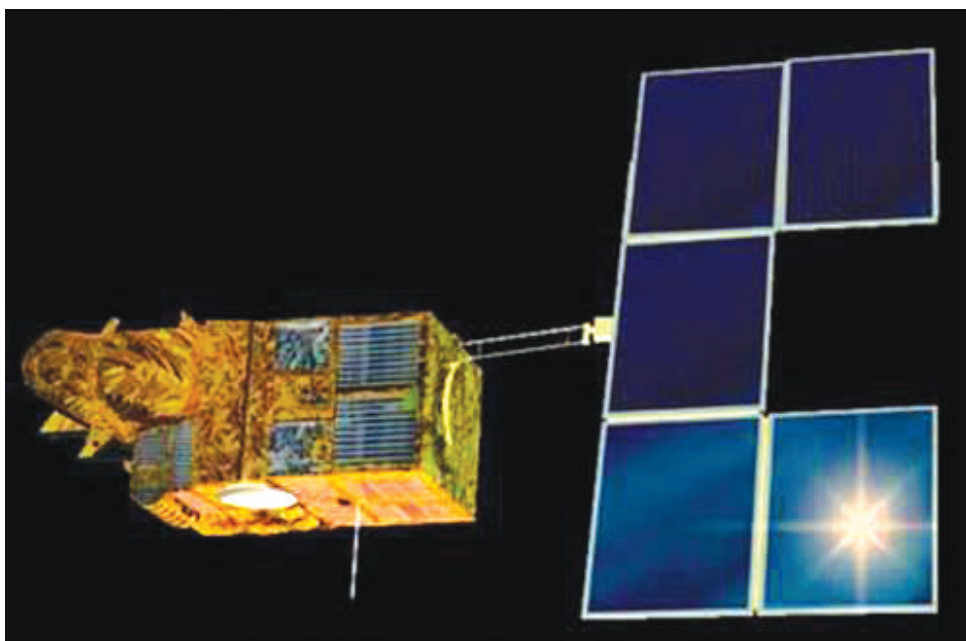


Рис. 3. Схема КА «Spot–4»

проектируются специально для реализации гравитационно-чувствительных процессов и не имеют в своем составе систем, приборов и оборудования, работа которых может воспрепятствовать успешному протеканию этих процессов. Можно полагать, что МКА технологического назначения по причине своих малых размеров и массы будут еще более узкоспециализированными. Возможна разработка МКА под какой-то конкретный гравитационно-чувствительный процесс. При этом обеспечение высокой энерговооруженности МКА с помощью ПСБ потребует непрерывной работы системы ориентации и управления движением, эффективно решающей задачу стабилизации ПСБ относительно Солнца.

Опыт разработки и эксплуатации КА среднего класса «Фотон–М» № 4 [11] и МКА дистанционного зондирования Земли «Аист–2Д» [12] показывает, что основными исполнительными органами системы ориентации и управления движением должен быть комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ). Причем МКА «Аист–2Д» (рис. 4) создавался как опытно-технологический МКА [12].

Основные характеристики системы ориентации и управления движением МКА «Аист–2Д» приведены в таблице [12]. Структурная схема этой системы представлена на рис. 5.

Решение задачи ориентации с помощью КУДМ занимает довольно продолжительное время (см. таблицу), при этом любые программные повороты во время реализации гравитационно-чувствительных процессов недопустимы. Особенности применения КУДМ описаны в [13]. При максимальной угловой скорости и угловом ускорении программного поворота МКА с помощью КУДМ (см. таблицу) величина создаваемых микроускорений в области, находящейся на расстоянии 0,5 м от центра масс МКА, превысит 210 мкм/с^2 . Но существуют еще более серьезные проблемы:

- непрерывная работа КУДМ, постоянно порождающая дополнительные микроускорения;
- необходимость периодического снижения кинетического момента КУДМ, что создает проблемы в обеспечении длительного низкого уровня микроускорений.

Решение проблемы непрерывной работы КУДМ может быть найдено конструктивным пу-



Рис. 4. Схема МКА «Аист–2Д»

Характеристики системы ориентации и управления движением МКА «Аист-2Д»

Характеристика	Размерность	Проектное значение	Результаты испытаний
Время приведения МКА из неориентированного положения в режим солнечной ориентации	мин	170	подтверждено
Погрешность обеспечения одноосной солнечной ориентации МКА по угловому положению с доверительной вероятностью 0,96	°	3	0,5
Погрешность обеспечения одноосной солнечной ориентации МКА по угловой скорости с доверительной вероятностью 0,96	°/с	0,5	0,01
Погрешность обеспечения трехосной ориентации МКА в ОСК или ГОСК по угловому положению с доверительной вероятностью 0,96	'	10	2
Погрешность обеспечения трехосной ориентации МКА в ОСК или ГОСК по угловой скорости с доверительной вероятностью 0,96	"/с	0,3	0,03
Максимальная угловая скорость программного поворота	°/с	1	подтверждено
Максимальное угловое ускорение программного поворота	°/с ²	0,015	подтверждено
Время перевода МКА из солнечной ориентации в ориентацию в ГОСК (ОСК) и обратно	мин	10	подтверждено

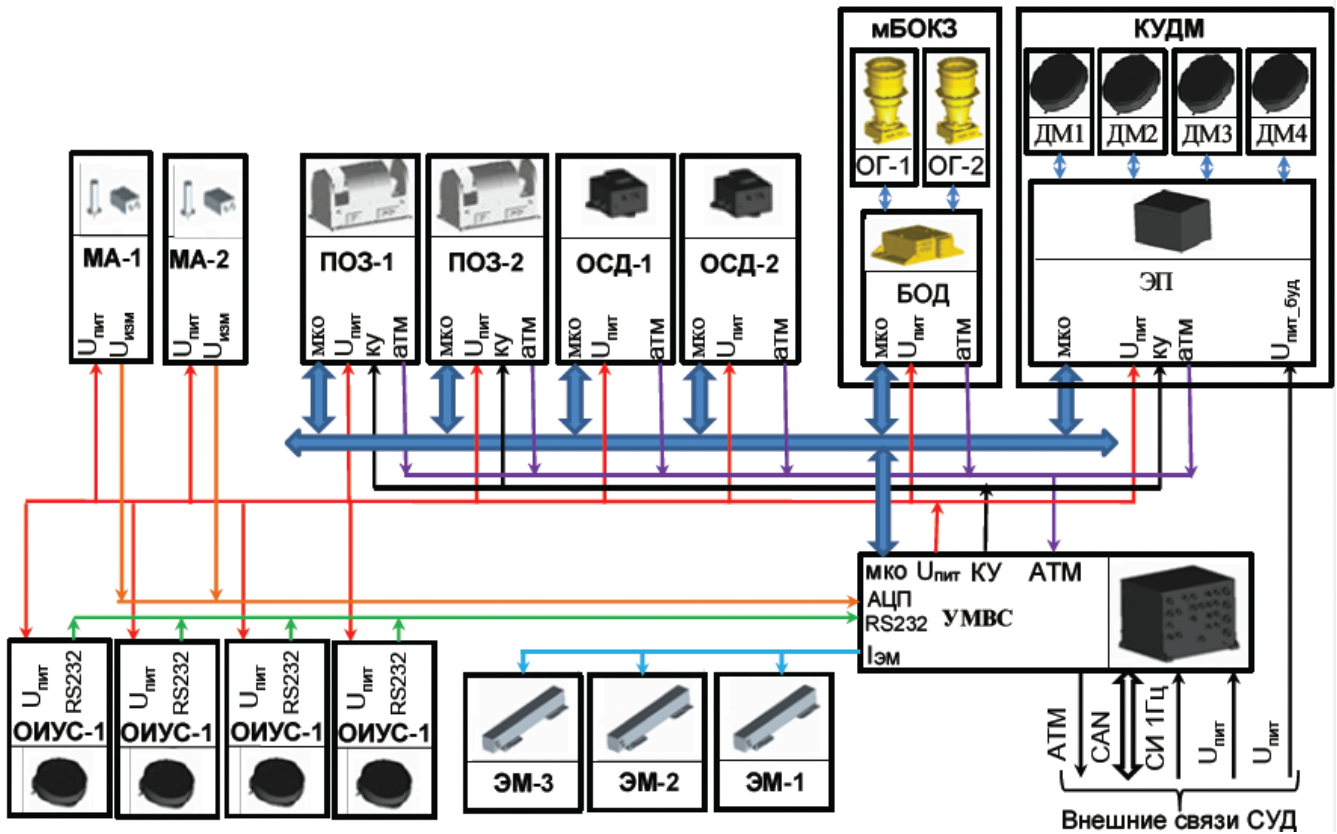


Рис. 5. Структурная схема системы ориентации и управления движением МКА «Аист-2Д»

тём через подбор инерционно-массовых характеристик самих двигателей-маховиков, а также предельно допустимой угловой скорости их вращения. Эта угловая скорость выбирается таким образом, чтобы при вращении КУДМ не возникало недопустимо высоких микроускорений. По ее достижении необходимо снижать кинетический момент КУДМ.

Идея использования непрерывно работающих исполнительных органов на КА среднего класса высказывалась в ряде работ, например в [14]. Для этой цели в качестве исполнительных органов предполагалось применение электроракетных двигателей. В работе [15] анализируется использование КУДМ на КА «Фотон–М» № 4, а также приведена оценка микроускорений, возникающих из-за непрерывной работы электроракетного двигателя постоянной тяги 30 мН в области размещения оборудования. Согласно этой оценке, максимальные значения модуля микроускорений не превысят 2 мкм/с^2 . В работе [16] содержится оценка эффективности применения электротермического микродвигателя для КА технологического назначения среднего класса, а также смоделировано использование КУДМ (максимальное значение управляющего момента $0,2 \text{ Н}\cdot\text{м}$) для КА типа «НИКА–Т». При этом возникающие дополнительные микроускорения в зоне размещения технологического оборудования не должны превышать 3 мкм/с^2 [16]. В обеих рассмотренных ситуациях дополнительные микроускорения вполне допустимы. Это демонстрирует возможность конструктивного решения данной проблемы.

В качестве устройства, снижающего кинетический момент КУДМ, можно использовать магнитные исполнительные органы (МИО). Главными преимуществами МИО являются их сравнительно небольшая масса (примерно 100–150 г) и отсутствие необходимости расхода рабочего тела. При этом есть недостатки:

— вектор управляющего момента МИО всегда перпендикулярен вектору индукции магнитного поля Земли;

— увеличение угловой скорости вращения МКА существенно снижает эффективность работы МИО;

— точность оценки угловой скорости вращения МКА магнитными средствами измерения заметно снижается при использовании МИО.

Первые два недостатка определяют использование МИО в качестве вспомогательных исполнительных органов для разгрузки КУДМ. Третий

недостаток является решающим при выборе средств измерений. Опыт эксплуатации опытного образца МКА «Аист» продемонстрировал низкую эффективность контроля угловой скорости вращения МКА программно-аппаратным средством, содержащим магнитометры и МИО [17]. Поэтому на МКА «Аист–2Д» применялись датчики угловых скоростей [12].

Необходимость регулярного снижения кинетического момента КУДМ определяет включение специальных исполнительных органов при проектировании системы ориентации и управления движением МКА; использование только МИО является недостаточным. Для КА среднего класса и класса орбитальных станций для этого использовались жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ) (рис. 6) [18, 19].

В работе [16] отмечается, что для МКА даже минимальная тяга ЖРД МТ (1 Н) является избыточной, и предлагается для разгрузки КУДМ использовать электротермический микродвигатель (ЭТМД) (рис. 7) [20–23]. Его тяга колеблется в пределах 10–200 мН и позволит успешно справиться с задачей разгрузки КУДМ. Сам ЭТМД работает не в импульсном и не в непрерывном режиме, поэтому является компромиссным исполнительным органом. Работа ЭТМД для КА типа «НИКА–Т» вызовет дополнительные микроускорения в рабочей зоне технологического оборудования, равные примерно 30 мкм/с^2 [16], что не позволит проводить гравитационно-чувствительные процессы в период работы двигателя.

Проведённый анализ позволяет заключить, что проектный облик МКА технологического назначения может соответствовать показанному на рис. 2 и иметь систему ориентации и управления движением, которая содержит в качестве исполнительных органов КУДМ, МИО и ЭТМД.

Выводы

Таким образом, при формировании проектного облика МКА технологического назначения с учётом опыта разработки и эксплуатации КА технологического назначения других классов можно сделать следующие выводы.

— Обеспечение высокой энерговооружённости МКА требует включения в ККС достаточно больших по площади ПСБ. При проектировании МКА технологического назначения следует понимать, что, с одной стороны, нужно удовлетворить требованиям энерговооружённости МКА, в том числе и за счёт обеспечения целевых значений коси-

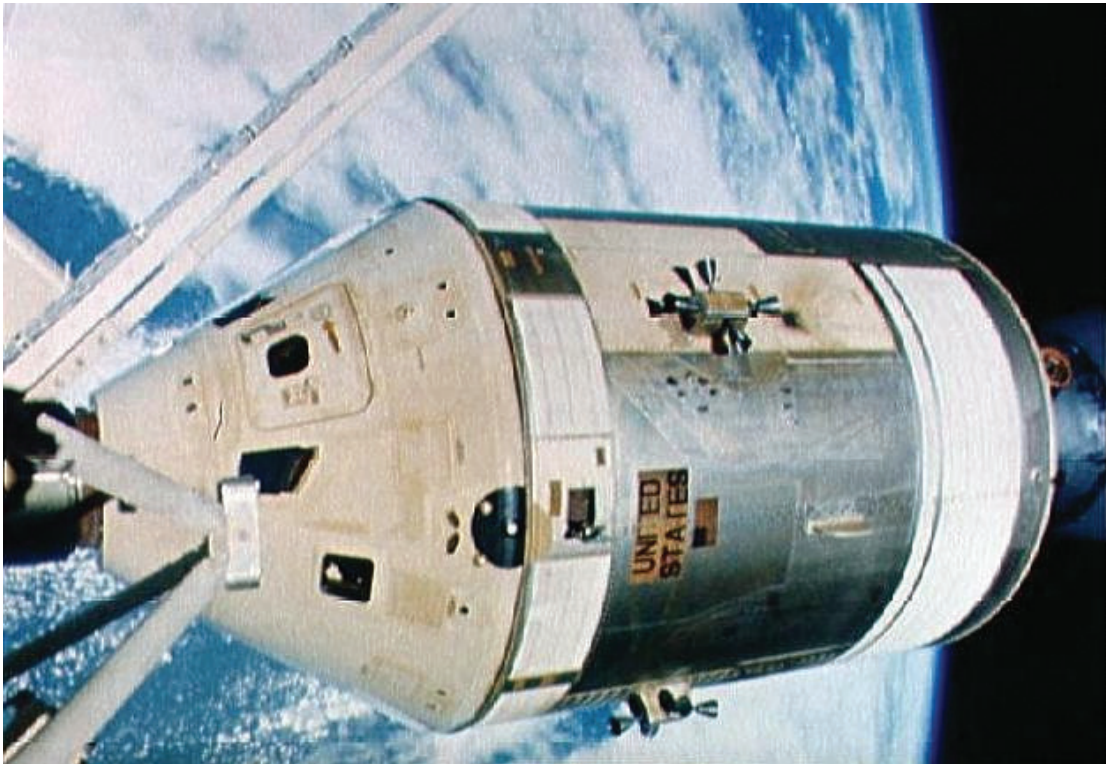


Рис. 6. Лабораторный модуль орбитальной космической станции «Skylab» с ЖРД МТ на внешней поверхности модуля

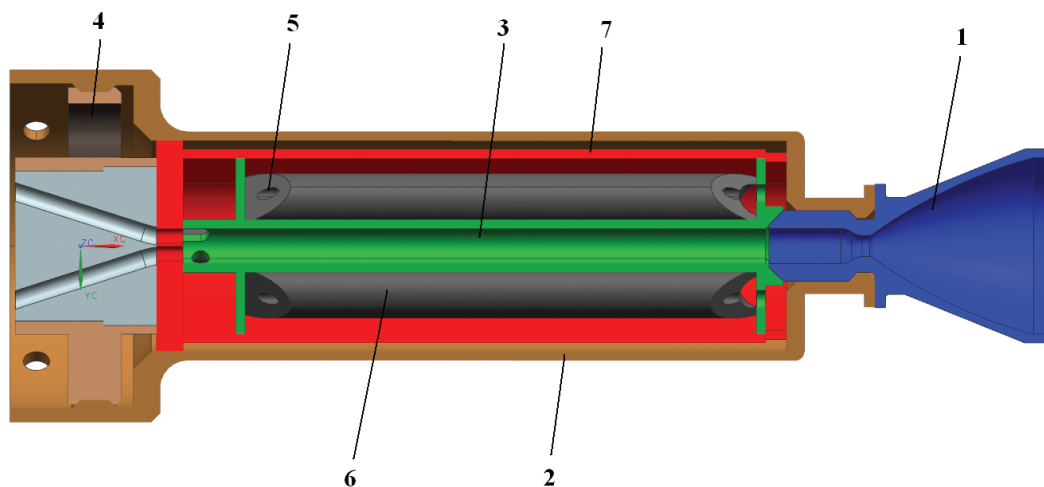


Рис. 7. Схема ЭТМД: 1 — сопло Лавала; 2 — стакан камеры; 3 — полость газовада; 4 — пустотелая гайка; 5 — полость размещения нагревательного элемента; 6 — двухканальная керамическая трубка; 7 — цилиндрический стакан

нуса угла между нормалью к ПСБ и направлением на Солнце путём управления его движением. С другой стороны, необходимо удовлетворить требованиям по микроускорениям, чтобы из-за чрезмерно жёсткого крепления ПСБ их собственные колебания не создавали недопустимо высоких по модулю микроускорений.

— Обеспечение необходимой длительности реализации гравитационно-чувствительного про-

цесса. Исполнительные органы системы ориентации и управления движением не должны своей непрерывной работой нарушать благоприятные условия [24, 25]. Самым перспективным исполнительным органом для этого является КУДМ: он не требует расхода рабочего тела и способен работать весь целевой срок активного существования МКА в штатном режиме.

— Обеспечение штатной работы КУДМ производится исполнительными органами системы ориентации и управления движением, предназначенными для снижения кинетического момента КУДМ. Дополнительными исполнительными органами могут выступать МИО, которые не требуют расхода рабочего тела и не создают недопустимо высоких по модулю микроускорений. Используя МИО, необходимо как можно дольше осуществлять разгрузку КУДМ без включения основных исполнительных органов. При исчерпании возможностей МИО следует использовать основные исполнительные органы. В их качестве может быть использован электротермический микродвигатель. Следует учитывать, что при его работе создаются недопустимо высокие микроускорения, поэтому его использование возможно в перерывах между гравитационно-чувствительными процессами или в течение процессов, которые допускают уровень микроускорений около 100 мкм/с^2 . Поскольку электротермический микродвигатель расходует рабочее тело, необходимо рассчитывать его количество, требуемое для обеспечения штатной работы КУДМ в течение срока активного существования МКА.

Библиографический список

1. Белоусов А.И., Седельников А.В., Моляко Д.П., Потенко К.И. Организация опытно-серийного производства в космосе на современном этапе // Научное обозрение. 2016. № 17. С. 186–194.
2. Лобыкин А.А. Методы улучшения микрогравитационной обстановки на борту автоматического космического аппарата, предназначенного для микрогравитационных исследований // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2009. № 2. С. 84–91.
3. Lukiashchenko V., Borisov V., Semenchenko V. et al. "MAKOS-T" A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity // Russian Space Bulletin. 1996. Vol. 1. No. 4, pp. 13–15.
4. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий: итоги и перспективы. — М.: Машиностроение, 2001. — 672 с.
5. Ёлкин К.С., Мельников Е.К., Миронов В.И. и др. Проект космического комплекса нового поколения ОКА-Т-МКС для решения задач научно-прикладных исследований в условиях микрогравитации, вакуума околоземного пространства и космической радиации // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 4(57). С. 109–121.
6. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков И.В. и др. Вращательное движение спутника Фотон М-4 // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 4. С. 315–322.
7. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков И.В. и др. Определение вращательного движения спутника «Бион М-1» средствами аппаратуры ГРАВИТОН // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 4. С. 306. DOI: 10.7868/S0023420615040019
8. Hu W.R., Zhao J.F., Long M. et al. Space Program SJ-10 of Microgravity Research // Microgravity Science and Technology. 2014. Vol. 26. No. 3, pp. 159–169. DOI: 10.1007/s12217-014-9390-0
9. Ushakov I.B., Ilyin E.A. Advances of space medicine and biology research in Russia // 47th session of the STS of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (February 2010, Vienna, Austria). URL: <http://www.unoosa.org/pdf/pres/stsc2010/tech-13.pdf>
10. Седельников А.В., Подлеснова Д.П. Космический аппарат «Спот-4» как пример успешной борьбы с квазистатической компонентой микроускорений // Известия высших учебных заведений. Северо-Кавказский регион. Серия «Естественные науки». 2007. № 4. С. 44–46.
11. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Анишаков Г.П. и др. Новый шаг к уникальным технологиям в космосе: КА «ФОТОН-М» № 4 // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 2. С. 3–9.
12. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В. и др. Опыт-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д»: Монография. — Самара: Изд-во СамНЦРАН, 2017. — 324 с.
13. Sedelnikov A.V., Kireeva A.A. Alternative solution to increase the duration of microgravity calm period on board the space laboratory // Acta Astronautica. 2011. Vol. 69. No. 7-8, pp. 480–484. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.05.009
14. Belousov A.I., Sedelnikov A.V., Potienko K.I. Study of Effective Application of Electric Jet Engine as a Mean to Reduce Microacceleration Level // International Review of Aerospace Engineering. 2015. Vol. 8. No. 4, pp. 157–160. DOI: 10.15866/irease.v8i4.7578
15. Belousov A.I., Sedelnikov A.V. Selecting the parameters of the orientation engine for a technological spacecraft // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 302. 012019.
16. Анишаков Г.П., Белоусов А.И., Седельников А.В. и др. Оценка эффективности использования электротермических микродвигателей в системе управления движением космического аппарата технологического назначения // Известия учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 28–34.
17. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков И.В. и др. Неуправляемое вращательное движение опытного образца малого космического аппарата АИСТ // Космические исследования. 2017. Т. 55. № 2. С. 135–149.
18. Бэлью Л., Стулингер Э. Орбитальная станция «Скайлэб» / Сокр. пер. с англ. Г.С. Швырковой, Б.П. Круглова, В.Г. Кехваянца; Под общ. ред. д-ра физ.-мат. наук Г.Л. Гродзовского. — М.: Машиностроение, 1977. — 232 с.

19. *Rambaut P.C., Leach C.S., Whedon G.D.* A study of metabolic balance in crewmembers of SKYLAB IV // *Acta Astronautica*. 1979. Vol. 6. No. 10, pp. 1313–1322.
20. *Блинов В.Н., Шалай В.В., Зубарев С.И.* и др. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов. — Омск: Изд-во ОмГТУ, 2014. — 264 с.
21. *Блинов В.Н., Вавилов И.С., Косицын В.В.* и др. Конструктивные особенности и экспериментальные исследования дугового электротермического микродвигателя для малых космических аппаратов // *Динамика систем, механизмов и машин*. 2016. № 4. С. 18–29.
22. *Блинов В.Н., Шалай В.В., Чарушина Е.Б.* Методика выбора конструктивных схем маневрирующих малых космических аппаратов методом аналитической иерархии // *Информация и космос*. 2015. № 3. С. 158–168.
23. *Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsin V.V.* et al. The studies of small space vehicles ammoniac electrothermal engine units design and structural layout // *Modern Applied Science*. 2015. Vol. 9. No. 5, pp. 337–357. DOI: 10.5539/mas.v9n5p337
24. *Олейников И.И., Павлов В.П., Ковалева М.В.* Методы выявления и оценки параметров опасных ситуаций при обеспечении безопасности полета космических аппаратов в околоземном космическом пространстве // *Вестник Московского авиационного института*. 2012. Т. 19. № 5. С. 32–37.
25. *Донсков А.В.* Анализ современных методов оценки и моделирования рисков возникновения нештатных ситуаций на борту космического аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 4. С. 163–169.

FORMING DESIGN LAYOUT OF A TECHNOLOGICAL PURPOSE SMALL SPACECRAFT BASED ON OTHER CLASS OF TECHNOLOGICAL SPACECRAFT DESIGN AND OPERATION EXPERIENCE

Sedel'nikov A.V.* , Taneeva A.S. , Orlov D.I.*****

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
(Samara University),*

34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

** e-mail: axe_backdraft@inbox.ru*

*** e-mail: nastya-gorozhankina@yandex.ru*

**** e-mail: grand_99v@mail.ru*

Abstract

The article analyzes a possible design layout of a promising small spacecraft for technological purposes. Specific requirements for such devices are requirements for micro-accelerations, which, on the one hand, determine the possibility and feasibility of implementing a particular gravity-sensitive technological process onboard the spacecraft, and, on the other hand, impose requirements for the orientation and motion control system of the spacecraft.

Since there are no fully implemented projects of small spacecraft for technological purposes at this stage of space technology development, the experience of designing and operating medium-class spacecraft and orbiting space stations is under discussion. However, small spacecraft have their own specifics in terms of

the super-dense layout. Thus, while designing small spacecraft this experience should be significantly reworked with account for this feature.

The design requirements for the small spacecraft and its orientation and motion control system are formed in view of meeting the requirements for micro-accelerations that contribute to the favorable implementation of gravitationally sensitive processes, and with account for other features of small spacecraft. This feature consists in a significantly higher ratio of the mass of elastic elements to the spacecraft total mass for a small spacecraft than for spacecraft of other classes. This feature affects the actuating devices selection of the orientation and motion control system of a small spacecraft, as well as the characteristics of these actuating devices.

The results of this work can be used in the development of small spacecraft for technological purposes.

Keywords: small spacecraft of technological purpose, gravity-sensitive processes, design layout, micro-accelerations.

References

1. Belousov A.I., Sedel'nikov A.V., Molyavko D.P., Potienko K.I. *Nauchnoe obozrenie*, 2016, no. 17, pp. 186–194.
2. Lobykin A.A. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnyye i neitronnyye issledovaniya*, 2009, no. 2, pp. 84–91.
3. Lukiashchenko V., Borisov V., Semenchenko V. et al. "MAKOS-T" A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity. *Russian Space Bulletin*, 1996, vol. 1, no. 4, pp. 13–15.
4. Kiselev A.I., Medvedev A.A., Men'shikov V.A. *Kosmonavtika na rubezhe tysyacheletii: itogi i perspektivy* (Cosmonautics on the frontier of millenia), Moscow, Mashinostroenie, 2001, 672 p.
5. Elkin K.S., Mel'nikov E.K., Mironov V.I. et al. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2009, no. 4(57), pp. 109–121.
6. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov I.V. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2016, vol. 54, no. 4, pp. 315–322.
7. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov I.V. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2015, vol. 53, no. 4, pp. 306. DOI: 10.7868/S0023420615040019
8. Hu W.R., Zhao J.F., Long M. et al. Space Program SJ–10 of Microgravity Research. *Microgravity Science and Technology*, 2014, vol. 26, no. 3, pp. 159–169. DOI: 10.1007/s12217-014-9390-0
9. Ushakov I.B., Ilyin E.A. Advances of space medicine and biology research in Russia. *47th session of the STS of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (February 2010, Vienna, Austria)*. URL: <http://www.unoosa.org/pdf/pres/stsc2010/tech-13.pdf>
10. Sedel'nikov A.V., Podlesnova D.P. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Severo-Kavkazskii region. Seriya "Estestvennye nauki"*, 2007, no. 4, pp. 44–46.
11. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Anshakov G.P. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2015, no. 2, pp. 3–9.
12. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V. et al. *Opytno-tekhnologicheskii maliy kosmicheskii apparat "Aist-2D"* (Experimental and technological small spacecraft "AIST-2D"), Samara, SamNTsRAN, 2017, 324 p.
13. Sedelnikov A.V., Kireeva A.A. Alternative solution to increase the duration of microgravity calm period on board the space laboratory. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69, no. 7-8, pp. 480–484. DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.05.009
14. Belousov A.I., Sedelnikov A.V., Potienko K.I. Study of Effective Application of Electric Jet Engine as a Mean to Reduce Microacceleration Level. *International Review of Aerospace Engineering*, 2015, vol. 8, no. 4, pp. 157–160. DOI: 10.15866/irease.v8i4.7578
15. Belousov A.I., Sedelnikov A.V. Selecting the parameters of the orientation engine for a technological spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 302, 012019.
16. Anshakov G.P., Belousov A.I., Sedel'nikov A.V., Gorozhankina A.S. Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion. *Russian Aeronautics*, 2018, vol. 61, no. 3, pp. 347–354. DOI: 10.3103/S1068799818030054
17. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov I.V. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2017, vol. 55, no. 2, pp. 135–149.
18. Belew L.F., Stuhlinger E. *Skylab*. Periscope Film LLC, 2012, 264 p.
19. Rambaut P.C., Leach C.S., Whedon G.D. A study of metabolic balance in crewmembers of SKYLAB IV. *Acta Astronautica*, 1979, vol. 6, no. 10, pp. 1313–1322.
20. Blinov V.N., Shalai V.V., Zubarev S.I. et al. *Issledovaniya elektrotermicheskikh mikrodivigatelei korrektruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok manevriruyushchikh malykh kosmicheskikh apparatov* (Studies of electro-thermal micro-motors for corrective propulsion systems of maneuverable small spacecraft), Omsk, OmGTU, 2014, 264 p.
21. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V. et al. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin*, 2016, no. 4, pp. 18–29.
22. Blinov V.N., Shalai V.V., Charushina E.B. *Informatsiya i kosmos*, 2015, no. 3, pp. 158–168.
23. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V. et al. The studies of small space vehicles ammoniac electrothermal engine units design and structural layout. *Modern Applied Science*, 2015, vol. 9, no. 5, pp. 337–357. DOI: 10.5539/mas.v9n5p337
24. Oleynikov I.I., Pavlov V.P., Kovaleva M.V. Methods of identifying and estimating the parameters of dangerous situations, while ensuring the security of spacecraft flight security in the near earth space. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 32–37.
25. Donskov A.V. Analysis of modern evaluation and modeling methods of contingencies occurrence risks onboard a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 163–169.