

М. Ю. БЕЛЯЕВ, Т. В. МАТВЕЕВА, Д. Н. РУЛЕВ

ВОЗМОЖНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМИ ГРУЗОВЫМИ КОРАБЛЯМИ «ПРОГРЕСС» ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В АВТОНОМНОМ ПОЛЕТЕ

В программе Международной космической станции (МКС) используются российские транспортные грузовые корабли (ТГК) «Прогресс», которые после выполнения основных задач в составе МКС нередко обладают запасом ресурсов основных систем. Использование этих ресурсов для решения исследовательских задач в автономном полете ТГК после расстыковки со станцией увеличивает эффективность их работы, а также программы исследований на МКС в целом.

Транспортные грузовые корабли могут применяться для проведения исследований в различных направлениях: отработка, тестирование и сертификация в полете различной аппаратуры, материалов, систем в интересах программ других КА; выполнение экспериментов в области изучения Земли при помощи дополнительно установленной аппаратуры; выполнение экспериментов в области микрогравитации с использованием особых возможностей ТГК; запуск микро-спутников и зондов после расстыковки ТГК со станцией и выхода на определенную орбиту и др.

Для выполнения исследований с помощью ТГК «Прогресс» были предложены новые эффективные технологии. Их использование потребовало разработки специальных методов управления. В работе рассматриваются данные технологии, а также некоторые из разработанных методов управления.

Ключевые слова: транспортный грузовой корабль «Прогресс», технологии проведения экспериментов, методы управления, космические эксперименты.

Беляев Михаил Юрьевич. Доктор технических наук, профессор, заместитель руководителя научно-технического центра, начальник отдела, ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (г. Королёв Московской обл.).

Матвеева Татьяна Владимировна. Заместитель начальника отдела-начальник сектора, ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва».

Рулев Дмитрий Николаевич. Кандидат физико-математических наук, главный научный сотрудник, ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва».

Статья по докладу на XXIV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2017.

Введение

Российские ТГК «Прогресс» успешно работают по программам различных орбитальных станций начиная с 1978 г. Совместно с транспортными пилотируемыми кораблями «Союз» они играют важную роль при выполнении программы МКС [1, 2]. Все штатно выведенные на орбиту ТГК «Прогресс» были успешно состыкованы с МКС. Основными задачами ТГК являются дозаправка станции топливом, доставка расходуемых материалов (воды, газов, питания и др.), дооснащение станции техническим и научным оборудованием, поддержание ориентации станции и выполнение коррекций орбиты, удаление отходов со станции.

В то же время после выполнения основных задач в составе станции ТГК нередко обладают запасом нерастраченных ресурсов основных систем, что позволяет им совершать автономный полет до 1-2 месяцев, а возможно, и более. Целесообразно использовать эти ресурсы для решения исследовательских задач на участке автономного полета после расстыковки со станцией [3]. Расходуемый ресурс – топливо, находящееся в ТГК «Прогресс» (можно заправить более 1,6 т топлива), используется для управления полетом корабля, выполнения коррекций орбиты и поддержания ориентации станции после стыковки ТГК с МКС, а также для дозаправки баков МКС. Перед отстыковкой корабля от станции в нем оставляют запас топлива, необходимый для сведения ТГК с орбиты и, в случае необходимости, для решения дополнительных задач.

Предложенные технологии решения таких задач могут быть полезны и другим участникам проекта МКС, использующим свои национальные средства для доставки грузов на станцию [4], например, при проведении экспериментов на автоматических и специализированных КА, выполняющих аналогичные исследования [5, 6].

Отработка, тестирование в полете различной аппаратуры, методов и систем

Пилотируемые орбитальные станции вместе с входящими в их состав транспортными средствами являются удобными космическими лабораториями для отработки новых приборов и технологий. В настоящее время одной из важных задач является отработка методов и систем сближения и стыковки на орбите с некооперируемыми объектами. Актуальность данной задачи обусловлена большим количеством космических аппаратов (КА) на орбитах (особенно на геостационарной орбите) и необходимостью увода с этих орбит КА, требующих замены из-за окончания срока службы или вышедших из строя. Для решения этой задачи необходимо создать средства и методы сближения с некооперируемыми объектами, а также робототехнические устройства для захвата этих объектов. Роботы, которые могут быть использованы для выполнения таких работ, создаются различными зарубежными фирмами, такими как Институт робототехники и мехатроники IRM (Institute of Robotics and Mechatronics), DLR (German Aerospace Center). Отладка создаваемых роботов сдерживается высокой стоимостью реализации проектов (создание и запуск двух вспомогательных КА).

Использование ТГК «Прогресс» после выполнения ими своей основной задачи с МКС позволяет существенно сократить стоимость реализации проекта по отработке взаимодействия на орбите с некооперируемыми объектами [3]. Существует несколько сценариев организации работ по отладке робота. Робот доставляется

к МКС на ТГК «Прогресс» и монтируется на внешней поверхности ТКГ космонавтами после стыковки ТГК и МКС. В период нахождения ТГК в составе МКС робот настраивается в космических условиях в течение нескольких месяцев и при этом захватывает объекты, размещаемые в его рабочей зоне на гибкой штанге. В случае возникновения нештатных ситуаций космонавты осуществляют ремонт робота. После отстыковки ТГК от него отделяется спутник, захватываемый далее роботом. В качестве спутника может использоваться капсула, отделение которой от ТГК уже отработано ранее. Есть и другая схема, предполагающая отстыковку от МКС с некоторым интервалом времени двух ТГК «Прогресс». При этом один из них, оснащенный роботом, будет захватывать второй ТГК. В настоящее время реализуется проект отладки робота на ТГК «Прогресс» и МКС.

На основе отработанных с помощью грузовых кораблей и пилотируемой станции робототехнических систем и технологий могут создаваться специальные КА для «очистки» геостационарной орбиты от вышедших из строя КА.

Следует отметить, что действующая на орбите пилотируемая МКС и постоянно стартующие к ней транспортные корабли позволяют обрабатывать в поле зрения различную аппаратуру, системы и технологии.

Запуск спутников после расстыковки и отхода ТГК от МКС

Запуск многих КА экономически целесообразен, если минимизировать затраты, связанные с их выводением. Весьма привлекательным в этих случаях является использование ресурсов грузовых кораблей.

За время эксплуатации транспортных кораблей «Прогресс М» был успешно осуществлен запуск научных микроспутников «Колибри» и «Чибис-М» [3, 7].

При запуске ряда спутников целесообразно после расстыковки переводить ТГК на более высокую орбиту. В этих случаях спутник отделяется от грузового корабля и начинает самостоятельный полет по орбите.

Если габариты спутника не позволяют поместить его в пусковой контейнер или спутник имеет раскрываемые элементы конструкции, перевод которых в рабочее положение лучше выполнять под контролем операторов, то предлагается следующая технология его выведения. Спутник и некоторые его элементы (крупногабаритные антенны, панели солнечных батарей и т.п.) размещаются внутри ТГК. После стыковки ТГК к МКС спутник и его элементы переносятся на борт станции и монтируются космонавтами на внешней поверхности корпуса ТГК (перед запуском ТГК и спутник оборудуются необходимыми интерфейсами). Затем осуществляется перевод раскрывающихся элементов конструкции спутника в рабочее положение (космонавтами или под их контролем по командам со станции). При возникновении нештатных ситуаций космонавты могут выполнить ремонтные работы. После проведения тестов ТГК со спутником переводится на заданную орбиту и спутник отделяется от ТГК, который сходит с орбиты [7].

Данная технология может быть применена, например, для выведения на орбиту спутника с научной аппаратурой (НА) ICARUS [8], которая позволяет контролировать перемещения животных и птиц на земной поверхности. С этой целью на животных устанавливаются миниатюрные датчики (теги) массой 5 г, состоящие из приемника GPS, аккумуляторной батареи, солнечных элементов, приемника и передатчика для связи с КА, датчиков температуры и ускорения [8]. На космическом аппарате монтируется аппаратура ICARUS с приемной и передающей антеннами. Выведение НА ICARUS с помощью ТГК «Прогресс» плани-

руется в 2017 г. для установки на российском сегменте МКС, а начало эксплуатации – в 2018 г. В соответствии с соглашением между Роскосмосом и DLR предусматривается также установка данной НА на спутнике, который может быть запущен, например, с помощью ТГК «Прогресс» по описанной технологии. В этом случае на МКС будут доставлены сам спутник, панели солнечных батарей (СБ) и антенны НА. После монтажа и проверки НА и систем спутника он выводится на заданную орбиту с помощью ТГК «Прогресс», от которого затем отделяется. Преимущество предложенной технологии заключается в возможности осуществить проверку монтажа сложных крупногабаритных элементов конструкции спутника и функционирования НА до его запуска. В настоящее время данный проект прорабатывается в России и Германии.

Изучение верхних слоев атмосферы с помощью тросовой системы на базе ТГК «Прогресс»

Изучение верхних слоев атмосферы является сложной научно-технической задачей прежде всего с энергетической точки зрения, так как поддержание полета в верхних слоях атмосферы требует значительных энергетических затрат. Для изучения верхних слоев атмосферы Земли необходимо понижение орбиты ТГК. Использование ТГК «Прогресс» позволяет добиться существенного снижения энергозатрат или даже провести исследования на высотах, недостижимых для полета спутника. С этой целью предлагается разместить на ТГК «Прогресс» атмосферный зонд, снабженный специальной научной аппаратурой, а также устройство выталкивания зонда и трос для соединения зонда с ТГК [9].

Для развертывания тросовых или проволочных конструкций на орбите необходимо растягивающее усилие. Обычно его источником является центробежная сила на вращающемся КА или градиент гравитационного поля в орбитальном движении [10]. Для оценки растягивающих сил F_t могут быть использованы следующие соотношения [10]:

$$F_t = m \cdot L \cdot \omega^2 + 0,5 \cdot \mu_t \cdot L^2 \cdot \omega^2 - \text{для центробежной силы,}$$
$$F_t = 3 m \cdot g \cdot R_e^2 \cdot L / R_o^3 - \text{для силы гравитации,}$$

где m – масса зонда; μ_t – удельная масса троса на единицу длины; L – развернутая длина троса; ω – скорость вращения КА (рад/с); g – ускорение земной гравитации (м/с^2); R_e и R_o – радиус Земли и радиус орбиты соответственно.

При изучении верхних слоев атмосферы с помощью тросовой системы для стабилизации зонда и создания растягивающего усилия можно воспользоваться следующим подходом.

После выполнения задач ТГК в составе МКС экипаж устанавливает пусковое устройство и готовит НА к работе. ТГК отстыковывается от МКС и переходит на орбиту высотой ~180-200 км (рис. 1). Перед развертыванием тросовой системы корабль ориентируется так, чтобы выталкивание зонда произошло по направлению к Земле. Пружинные толкатели обеспечивают отход зонда от ТГК и вытягивание начального участка троса из безынерционной катушки. Специальная аэродинамическая форма зонда, снабженного пластинами, обеспечивает его ориентацию и создает составляющую силы, направленную в сторону Земли (для надежного развертывания троса). При необходимости возможно создание силы, направленной в сторону Земли, с помощью двигателя

на сжатом газе. После развертывания тросовая система должна занять на орбите положение, близкое к устойчивому вертикальному, с некоторыми остаточными маятниковыми и продольными колебаниями допустимой амплитуды.

Развернутая тросовая система будет совершать орбитальный полет, постепенно снижаясь под действием сопротивления атмосферы без затрат топлива, причем желательно, чтобы зонд летел как можно дольше на наименьшей высоте. При этом будут исследоваться темп понижения орбиты, маятниковые, поперечные и продольные колебания троса, взаимодействие зонда с набегающим потоком воздуха и другие физические характеристики. При достижении кораблем высоты около 170 км тросовая система будет разделена путем отрезания троса от корабля, после чего зонд спустится на Землю (или сгорит в плотных слоях атмосферы), а ТГК будет затоплен в заданном районе.

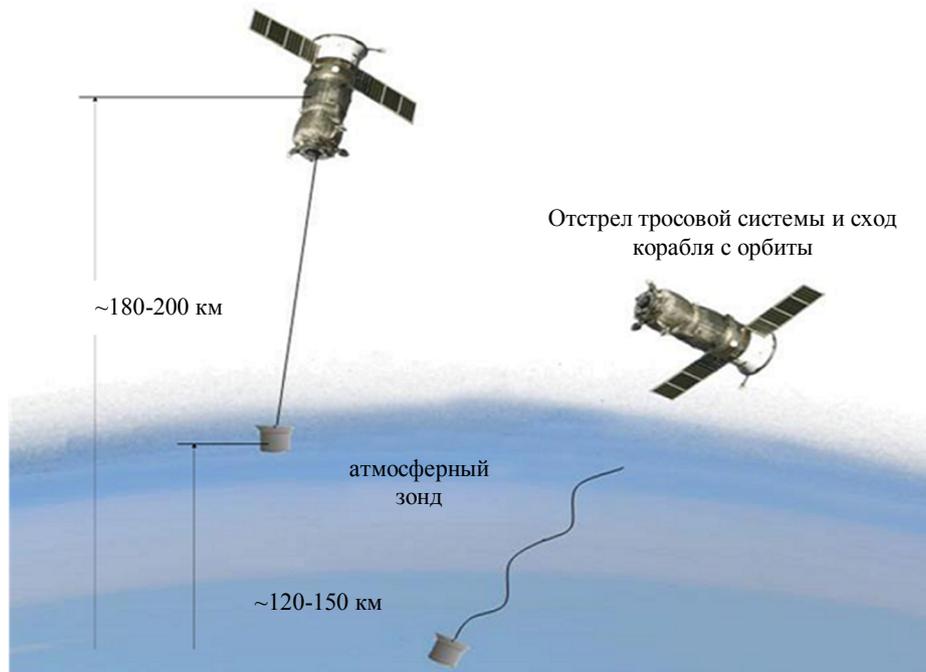


Рис. 1. Изучение атмосферы при помощи тросовой системы с зондом

Данная схема реализуется в настоящее время в программе РС МКС в эксперименте «Изгиб». Она позволит в течение долгого времени изучать верхние слои атмосферы за счет естественного продолжительного снижения ТГК без использования энергетических затрат на поддержание полета [9]. Таким образом, использование ТГК «Прогресс», оснащенных тросовой системой, дает возможность изучать верхние слои атмосферы в процессе специально планируемого схода ТГК с орбиты. Эта технология расширяет известный спектр задач, решаемых с помощью орбитальных тросовых систем и связанных с выполнением орбитальных маневров и доставкой грузов на Землю [11].

Планирование экспериментов при пролете ТГК над заданными участками земной поверхности

Сценарий экспериментов предусматривает в этом случае расстыковку ТГК с МКС и проведение наблюдений и/или съемок в течение его автономного

полета в процессе увода с орбиты. Поскольку энергетические ресурсы ТГК и время его автономного полета ограничены [12], необходимо оптимизировать наблюдения [13].

С помощью аппаратуры, размещенной на ТГК, можно осуществлять наблюдения исследуемых наземных объектов. В свою очередь, с помощью аппаратуры, размещенной на Земле (например, наземных геофизических обсерваторий), можно наблюдать непосредственно и сам ТГК. В обоих случаях требуется обеспечить прохождение КА над заданными наземными объектами при выполнении условий наблюдений. Наряду с этим следует учитывать условия, обеспечивающие процесс управления ТГК [12]: обеспечение отхода ТГК от МКС на достаточное расстояние, необходимое для разнесения во времени зон связи с ТГК и с МКС, обеспечение достаточного энергоприхода от СБ ТГК и т.д. При этом объем получаемой полезной информации зависит от количества выполненных наблюдений.

Увеличить объем получаемой полезной информации можно путем маневрирования в полете ТГК, в ходе которого обеспечивается прохождение ТГК над наибольшим количеством заданных наземных объектов. Кроме того, понижение высоты орбиты КА увеличивает разрешение при наблюдениях. По этой причине целесообразно совмещать выполнение маневров на спуск ТГК с орбиты с обеспечением прохождения ТГК над требуемыми объектами. Таким образом, требуется выбрать такую орбиту спуска, при которой достигается максимальное количество прохождений ТГК над заданными наземными объектами при выполнении заданных требований и ограничений.

Формализация задачи осуществляется следующим образом. Рассматриваем движение КА по круговой орбите с постоянным наклонением к экватору, прецессирующей под влиянием сжатия Земли. Положение плоскости орбиты КА задаем наклонением орбиты и долготой восходящего угла, а положение КА в плоскости орбиты – радиусом орбиты и аргументом широты u , измеряемым в оборотах $0 \leq u < 1$, $u = u^*/360^\circ$, где u^* – аргумент широты, измеряемый в градусах. Называем межвитковым расстоянием d модуль изменения долготы восходящего узла за виток в связанной с Землей системе координат. На рис. 2 представлена схема отсчета аргумента широты u^* и межвиткового расстояния d , при этом сплошная линия обозначает трассу двух последовательных витков КА, а пунктирная линия показывает плоскость орбиты на момент указанного положения КА.

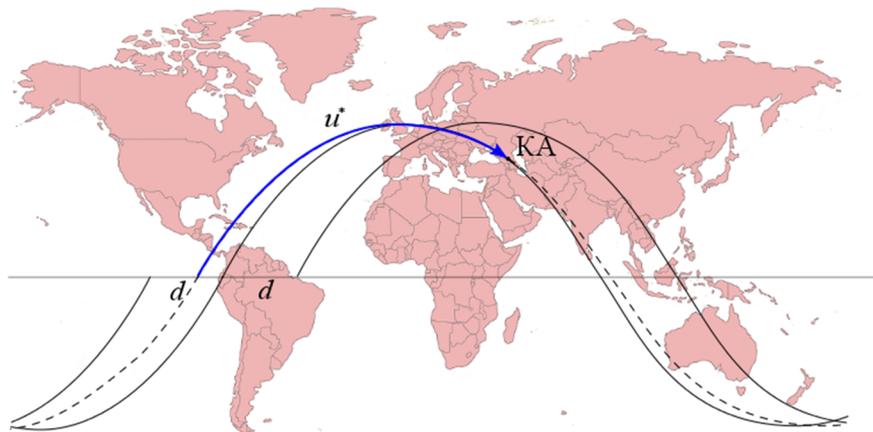


Рис. 2. Схема отсчета аргумента широты и межвиткового расстояния

Используем нумерацию витков орбиты КА, начиная с некоторого нулевого витка (например, витка отстыковки ТГК от МКС), а в качестве аргумента при описании движения КА применим дробное значение витка – сумму номера витка и аргумента широты.

Полагаем, что на рассматриваемом этапе полета допустимо провести K одноимпульсных маневров. Обозначаем k_j номер витка на момент выполнения j -го маневра, d_j и d_{j+1} – межвитковое расстояние до и после j -го маневра. На момент времени, соответствующий номеру витка n и аргументу широты u ($0 \leq u < 1$), долгота восходящего узла в связанной с Землей системе координат записывается выражением $f_0 - \sum_{j=1}^{l-1} k_j (d_j - d_{j+1}) - d_l (n + u)$, где f_0 – долгота

восходящего узла нулевого витка в связанной с Землей системе координат;

$$l = \begin{cases} 1, \text{ при } n + u \leq k_1; \\ 2, \dots, K, \text{ при } k_{l-1} \leq n + u \leq k_l; \\ K + 1, \text{ при } k_K \leq n + u. \end{cases}$$

Для каждого объекта Q_s , заданного кругом на земной поверхности с центром в (λ_s, φ_s) и радиусом ρ_s , рассчитываем диапазоны долгот восходящих узлов в связанной с Землей системе координат $[f_{s,q}^-, f_{s,q}^+]$ ($q = 1, 2$), при которых плоскость орбиты КА проходит через данный круг, и соответствующие им диапазоны значений аргументов широты $[u_{s,q}^-, u_{s,q}^+]$ ($q = 1, 2$), при которых КА может находиться над данным кругом. Индексы $q = 1, 2$ соответствуют движению КА из южного полушария в северное и наоборот («восходящая» и «нисходящая» ветви орбиты).

Для каждого объекта Q_s может быть задан его приоритет P_s (например, чем больше ценность информации, полученной при прохождении КА над объектом, тем выше его приоритет). Требование прохождения КА над количеством объектов не менее заданного числа N_0 при информативности наблюдений не менее задаваемой величины P_0 формализуется условиями, взятыми для $s = 1, \dots, N$:

$$\mp \left[f_{s,q}^{\pm} - \left(f_0 - \sum_{j=1}^{l-1} k_j (d_j - d_{j+1}) - d_l (n_s + u_{s,q}^{\mp}) + 2\pi m_s \right) \right] \leq M_1 (x_{s,l} + \alpha_{s,q} + z_s),$$

(1)

$$k_{l-1} - n_s - u_{s,q}^- \leq M_2 (x_{s,l} + \alpha_{s,q} + z_s) \quad (q = 1, 2; l = 2, \dots, K + 1),$$

$$n_s + u_{s,q}^+ - k_l \leq M_3 (x_{s,l} + \alpha_{s,q} + z_s) \quad (q = 1, 2; l = 1, \dots, K),$$

где n_s, m_s – целые; $y_s, z_s, x_{s,l} = (0/1)$ ($l = 1, \dots, K + 1$); $\sum_{l=1}^{K+1} x_{s,l} \leq K$,

и условиями

$$\sum_{s=1}^N z_s \leq N - N_0, \quad \sum_{s=1}^N P_s z_s \leq \sum_{s=1}^N P_s - P_0. \quad (2)$$

В (1) обозначено $\alpha_{s,q} = \{y_s | q=1; 1-y_s | q=2\}$. Здесь и далее величины M_i рассчитываются как максимальные значения, которые могут принимать левые части соответствующих неравенств. Использование величин M_i позволяет обеспечить выполнение данных неравенств при ненулевых значениях входящих в их правые части бинарных неизвестных.

Бинарные неизвестные $z_s, y_s, x_{s,l}$ имеют следующий смысл:

$$z_s = \begin{cases} 0 - \text{КА проходит над объектом } Q_s; \\ 1 - \text{в противном случае.} \end{cases}$$

$$y_s = \begin{cases} 0 - \text{КА проходит над } Q_s \text{ на восходящей ветви орбиты } (q=1); \\ 1 - \text{КА проходит над } Q_s \text{ на нисходящей ветви орбиты } (q=2). \end{cases}$$

$$x_{s,l} = \begin{cases} 0 - \text{КА проходит над } Q_s \text{ до первого маневра } (l=1), \text{ между} \\ \text{маневрами } l-1 \text{ и } l \text{ } (l=2, \dots, K) \text{ или после маневра } K \text{ } (l=K+1); \\ 1 - \text{в противном случае.} \end{cases}$$

Требование реализации наблюдений в заданные интервалы времени сводится к ограничениям на витки проведения наблюдений. Условие прохождения КА над объектом Q_s в пределах заданных диапазонов витков $[n_{s,v}^-, n_{s,v}^+]$ ($v=1, \dots, N_s$) записывается в виде:

$$\pm(n_s - n_{s,v}^\pm) \leq M_4 g_{s,v}, \quad g_{s,v} = (0/1) \quad (v=1, \dots, N_s), \quad \sum_{v=1}^{N_s} g_{s,v} = N_s - 1. \quad (3)$$

Бинарные неизвестные $g_{s,v}$ имеют следующий смысл:

$$g_{s,v} = \begin{cases} 0 - \text{КА проходит над } Q_s \text{ в } v\text{-ом диапазоне витков;} \\ 1 - \text{в противном случае.} \end{cases}$$

К ограничениям данного вида могут быть сведены условия по светотеневой обстановке в моменты выполнения наблюдений.

Условие последовательного выполнения маневров представляется в виде

$$k_j \leq k_{j+1} \quad (j=1, \dots, K-1). \quad (4)$$

На значения межвитковых расстояний накладываются двусторонние ограничения вида

$$d_j^- \leq d_j \leq d_j^+ \quad (j=1, \dots, K+1), \quad (5)$$

где $[d_j^-, d_j^+]$ – диапазон допустимых значений межвиткового расстояния между маневрами j и $j-1$.

Учитывая предположение о мгновенном изменении межвиткового расстояния при выполнении маневров, затраты на их выполнение можно оценивать величиной изменения межвиткового расстояния. Для орбиты спуска требуется обеспечить итоговое понижение высоты орбиты КА, что соответствует уменьшению межвиткового расстояния. В этом случае ограничения на затраты ресурсов задаются условиями:

$$\Delta d_j^- \leq d_{j+1} - d_j \leq \Delta d_j^+, \quad \Delta d_j^+ < 0 \quad (j = 1, \dots, K), \quad (6)$$

где $[\Delta d_j^-, \Delta d_j^+]$ – диапазон допустимых изменений межвиткового расстояния при выполнении j -го маневра, определяющийся техническими возможностями и энергетическими ресурсами КА.

Таким образом, задача максимизации информативности наблюдений может быть формализована следующим образом: следует максимизировать целевую функцию

$$F = - \sum_{s=1}^N P_s z_s \quad \text{при условиях (1), (3) для } s = 1, \dots, N; \text{ (4)–(6).}$$

Особенности сформулированной задачи обусловлены требованием целочисленности части переменных и нелинейностью функций условий. Задача решается с использованием линейной аппроксимации нелинейных функций. Полученные линейаризованные задачи могут быть решены, например, посредством метода ветвей и границ [14] и методов решения задач линейного программирования. Расчет схем выполнения полученных маневров КА может базироваться на известных методах расчета маневров и коррекций орбит КА.

В качестве иллюстрации эффективности описанного подхода рассмотрим задачу планирования на интервале 5 суток полета наблюдений заданного каталога исследуемых объектов (например, ряда крупных городов, для которых координаты $N=14$ объектов и значения параметров $[f_{s,q}^-, f_{s,q}^+]$, $[u_{s,q}^-, u_{s,q}^+]$ ($q = 1, 2$), определяющих прохождение КА над объектами, приведены в таблице). Требуется обеспечить наблюдение максимально возможного числа объектов при условии их освещенности в моменты наблюдения. Номинальную орбиту ТГК определяем наклоном $i = 51,64^\circ$, высотой $H \approx 340$ км и положением ТГК на момент начального (нулевого) витка, при этом долгота восходящего узла нулевого витка $f_0 = 94,42^\circ$, межвитковое расстояние $d_1 = 23,23^\circ$. Номинальная орбита обеспечивает условия наблюдения только 4 исследуемых объектов (№ 5, 7, 10, 12). Считаем, что в течение задаваемых временных интервалов допускается выполнить маневр, требования к которому ограничены условием поддержания высоты орбиты в пределах 325–365 км, что соответствует ограничению на величину межвиткового расстояния $d_2 \quad d_2^- \leq d_2 \leq d_2^+$, $d_2^- = 23,15^\circ$, $d_2^+ = 23,35^\circ$.

Координаты исследуемых объектов ($\rho_s = 25$ км) и параметры, определяющие прохождение КА над объектами

№	$\lambda_{s,}$ град	$\Phi_{s,}$ град	$f_{s,1}^-$ град	$f_{s,1}^+$ град	$u_{s,1}^-$	$u_{s,1}^+$	$f_{s,2}^-$ град	$f_{s,2}^+$ град	$u_{s,2}^-$	$u_{s,2}^+$
1	23,5	38,0	344,84	345,77	0,143	0,145	241,23	242,16	0,355	0,357
2	16,5	48,0	314,07	315,86	0,197	0,200	257,14	258,93	0,300	0,303
3	51,5	36,0	15,96	16,83	0,134	0,136	266,17	267,04	0,364	0,366
4	5,0	47,5	304,41	306,09	0,193	0,196	243,90	245,59	0,304	0,307
5	12,5	42,0	326,50	327,60	0,162	0,164	237,40	238,50	0,336	0,338
6	361,0	40,5	317,96	318,98	0,154	0,156	223,02	224,04	0,344	0,346
7	77,0	28,5	51,19	51,91	0,103	0,105	282,09	282,81	0,395	0,397
8	30,0	50,0	318,01	320,70	0,213	0,218	279,30	281,99	0,282	0,287
9	106,5	-6,5	111,38	111,96	0,976	0,978	281,04	281,62	0,522	0,524
10	26,5	45,0	333,51	334,84	0,178	0,180	258,16	259,49	0,320	0,322
11	29,0	45,5	334,66	336,04	0,180	0,183	261,96	263,34	0,317	0,320
12	49,5	40,5	6,46	7,48	0,154	0,156	271,52	272,54	0,344	0,346
13	69,0	41,0	25,00	26,05	0,157	0,159	291,95	293,00	0,341	0,343
14	121,5	31,0	92,72	93,48	0,113	0,115	329,52	330,28	0,385	0,387

С учетом сформулированных условий максимальная информативность наблюдения объектов (9 объектов: № 1–8, 10) достигается выполнением маневра в момент (на витке) $k_1 = 13,0$ при изменении межвиткового расстояния от значения $d_1 = 23,23^\circ$ до значения $d_2 = 23,35^\circ$, при этом затраты на выполнение маневра оцениваются величиной изменения межвиткового расстояния $|d_2 - d_1| = 0,12^\circ$, что соответствует изменению (увеличению) высоты орбиты на 25 км с расходом рабочего тела порядка 27 кг (для средней массы ТГК на этапе отстыковки от МКС / схода ТГК с орбиты).

Можно определить, при каких значениях параметров орбиты достигаются минимальные затраты на выполнение маневра при условии наблюдения не менее некоторого заданного количества объектов. Минимальные затраты при наблюдении не менее, например, 7 объектов достигаются, если в тот же момент $k_1 = 13,0$ выполнить маневр, изменяющий межвитковое расстояние до величины $d_2 = 23,20^\circ$, что соответствует уменьшению высоты орбиты на 5 км с расходом рабочего тела порядка 5 кг (наблюдаются объекты № 5, 7, 9–12, 14). Учитывая, что понижение орбиты совпадает с решением задачи схода ТГК с орбиты, то для выполнения таких маневров не нужно предусматривать наличия на борту ТГК дополнительных запасов топлива (рабочего тела).

Из данного примера видно, что информативность наблюдения объектов существенно меняется в зависимости от значений параметров орбиты. Номинальная орбита КА обеспечивает наблюдение только 4 исследуемых объектов, что в два раза меньше найденных вариантов проведения наблюдений при выполнении маневра. Таким образом, благодаря выбору значений параметров орбиты возможно добиться значительного увеличения информативности наблюдения объектов. С другой стороны, за счет незначительного уменьшения информативности наблюдения достигается большая экономия энергозатрат, требуемых на выполнение маневров.

Эксперименты в области микрогравитации на борту ТГК

Одно из направлений использования ТГК «Прогресс» в автономном полете связано с экспериментами в области микрогравитации [3, 15]. Микрогравитационная обстановка на борту российского сегмента (РС) МКС не является благоприятной. Это связано с тем, что центр масс МКС находится на американском сегменте, а многие бортовые системы, создающие микроперегрузки, размещены на РС МКС. Перед расстыковкой со станцией на ТГК «Прогресс» размещается оборудование для проведения экспериментов. После выполнения экспериментов осуществляется повторная стыковка ТГК со станцией и оборудование возвращается на станцию. Поскольку на ТГК отсутствует экипаж и бортовые системы жизнеобеспечения, микроперегрузки на нем оказываются значительно ниже, чем на РС МКС. Особенно благоприятными для выполнения КЭ в области микрогравитации оказываются пассивные режимы ориентации ТГК [15–18].

В 2011–2013 гг. на ТГК «Прогресс М-11М», «Прогресс М-13М», «Прогресс М-14М», «Прогресс М-15М» и «Прогресс М-17М» был исследован режим пассивной одноосной солнечной ориентации. Начальным условием движения в этом режиме являлась закрутка корабля с угловой скоростью $\sim 2^\circ/\text{с}$ вокруг оси, перпендикулярной к плоскости СБ и направленной на Солнце. В режиме поддержания солнечной ориентации методом закрутки обеспечивается приход электрической энергии до 900 Вт. Этот режим вполне подходит для планируемого в программе ТГК эксперимента с датчиком конвекции «Дакон». Для проведения с научной аппаратурой «Дакон» экспериментов, в которых оценивается влияние микроускорений на процесс конвекции, предлагается методика обеспечения калибровочных значений микроускорений [19]. Предлагается установить «Дакон» на ТГК и использовать режим закрутки ТГК в автономном полете. До начала эксперимента необходимо уточнить тензор инерции ТГК с использованием разработанной методики [20]. Следует отметить, что тензор инерции меняется в полете КА. Это изменение происходит за счет расходования топлива КА в полете, стыковки с КА и отстыковки от него новых блоков и элементов, перемещения грузов внутри пилотируемого КА космонавтами и т.д. Например, оказалось, что из-за неравномерной укладки грузов в ТГК в некоторых случаях угол между строительной осью ТГК, перпендикулярной панелям СБ, и соответствующей главной осью инерции составляет до 7° . Поэтому тензор инерции должен определяться в полете КА, так как он является важной характеристикой для управления движением КА.

На ТГК «Прогресс» измеряется угловая скорость вращения корабля, а также определяется направление на Солнце (за счет измерения величины тока, получаемого от СБ). С помощью этих измерений оказывается возможным определить угловое движение ТГК в режиме закрутки и уточнить тензор инерции корабля, в том числе углы, определяющие рассогласование строительных осей ТГК и главных центральных осей инерции корабля [17]. Опыт обработки измерений в режимах закрутки ТГК показывает, что движение корабля должно быть при этом близким к невозмущенному, иначе возникают серьезные вычислительные проблемы, что неприемлемо при оперативном управлении полетом космических кораблей. Факторы, способствующие возмущению углового движения ТГК, связаны с действующими гравитационными и аэродинамическими моментами [17]. Выбирая угловую скорость закрутки ТГК, длительность интервала обработки измерений и учитывая взаимное положение оси закрутки

и плоскости орбиты корабля, можно получить движение ТГК, близкое к невозмущенному. Движение ТГК, близкое к невозмущенному, обеспечивается, например, выбором угловой скорости вращения ТГК и интервала обработки в соответствии со способом [20]. Тензор инерции КА в этом случае по измеренным параметрам определяют минимизацией функционала [20]

$$\Phi_{\Omega} = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left[\Omega_i^{(n)} - \Omega_i(t_n) \right]^2$$

на решениях системы уравнений (системы уравнений Эйлера, записанных в безразмерном виде):

$$\dot{\omega}_1 = \mu \omega_2 \omega_3, \quad \dot{\omega}_2 = \frac{\mu' - \mu}{1 - \mu\mu'} \cdot \omega_3 \omega_1, \quad \dot{\omega}_3 = -\mu' \omega_1 \omega_2,$$

$$\text{где } \mu = \frac{I_2 - I_3}{I_1}, \quad \mu' = \frac{I_2 - I_1}{I_3}, \quad \Omega_i = \sum_{k=1}^3 e_{ik} \omega_k \quad (i = 1, 2, 3),$$

$\omega_1, \omega_2, \omega_3$ – компоненты угловой скорости на главные центральные оси инерции; I_1, I_2, I_3 – моменты инерции космического аппарата; e_{ik} – элементы матрицы перехода между системами координат, образованными строительными осями и главными центральными осями инерции космического аппарата; $\Omega_i^{(n)}$ – приближенные измеренные значения компонент угловой скорости в строительной системе координат.

Минимизация Φ_{Ω} является первым этапом определения искомых величин и осуществляется методом Гаусса–Ньютона. Φ_{Ω} рассматривается как функция набора из восьми параметров $\omega_{io} = \omega_i(t_o) \quad (i = 1, 2, 3)$, $\mu, \mu', \gamma, \alpha, \beta$. Углы γ, α, β задают положение строительной системы координат относительно системы координат, образованной главными центральными осями инерции КА. Как показывает опыт обработки информации, искомые параметры практически всегда могут быть определены при минимизации функционала Φ_{Ω} .

На втором этапе для повышения надежности определения параметров тензора инерции КА минимизируется функционал, составленный аналогично по измеренным направлениям на Солнце. Определив истинное положение главных центральных осей инерции КА, можно осуществлять управление с учетом их положения относительно строительных осей КА.

Для обеспечения устойчивой одноосной гравитационной ориентации и прихода электроэнергии от СБ при нахождении Солнца вблизи плоскости орбиты была предложена технология выполнения закрутки ТГК вокруг продольной оси ТГК Ox в определенный момент времени и с определенной скоростью ω_x [18] (рис. 3). Закрутка ТГК выполняется при выходе корабля из тени Земли в направлении, соответствующем уменьшению угла между направлением перпендикуляра к активной поверхности СБ и направлением на Солнце. В этом случае панели СБ, расположенные по осям, соответствующим среднему моменту инерции ТГК, и лежащие в плоскости орбиты, начинают освещаться солнечным светом. Угловая скорость закрутки принимается равной $360^\circ/T$, где T – период

обращения ТГК по орбите. Это обеспечивает приход электрической энергии от СБ ТГК практически на всем освещенном Солнцем участке орбиты. При этом сохраняется одноосная гравитационная ориентация ТГК и обеспечивается необходимая для получения электроэнергии освещенность СБ [18].

При нахождении Солнца на произвольном угловом расстоянии от плоскости орбиты аналогично выводятся соотношения для выбора момента времени и угловой скорости закрутки ТГК, обеспечивающие приход электрической энергии и устойчивую одноосную ориентацию ТГК [21]. Для проведения экспериментов в этом случае рекомендуется выбирать такие параметры закрутки – угловую скорость закрутки и исходную ориентацию ТГК на момент начала закрутки, при которых обеспечивается максимизация суммарной освещенности СБ за виток, что соответствует получению максимально возможного прихода электроэнергии за виток. При этом желательно, чтобы используемое значение угловой скорости закрутки обеспечивало цикличное повторение ориентации СБ относительно потока солнечного излучения на различных витках (тем самым достигается постоянное снабжение ТГК и используемой научной аппаратуры необходимой электроэнергией на последовательных витках проведения экспериментов). Такая цикличность обеспечивается, в частности, условием кратности значений угловой скорости закрутки и угловой скорости орбитального движения ТГК.

Рекомендуемые параметры закрутки КА выбираются в зависимости от значения угла β между направлением на Солнце S и плоскостью орбиты (положительное направление отсчета угла β – в сторону вектора ω_o угловой скорости орбитального движения ТГК) [21].

В качестве примера на рис. 4 приведены графики коэффициента суммарной освещенности активной поверхности СБ ТГК за виток в зависимости от значения угла β для случая вращения ТГК вокруг продольной оси с угловой скоростью $|\omega_x| = 3|\omega_o|$ при различных параметрах закрутки:

- вектор ω_x направлен от Земли (графики 1, 4, 5) и к Земле (графики 2, 3, 6);

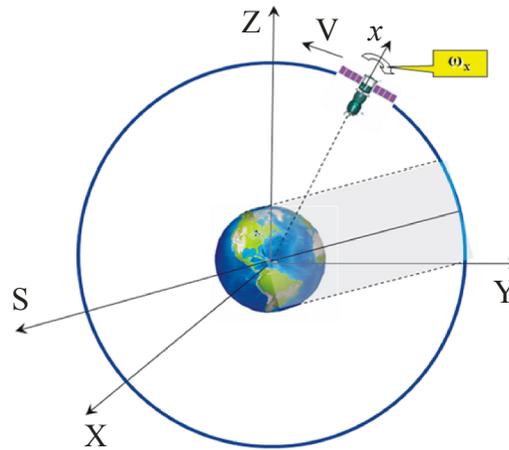


Рис. 3. Технология выполнения закрутки ТГК вокруг продольной оси в гравитационной ориентации

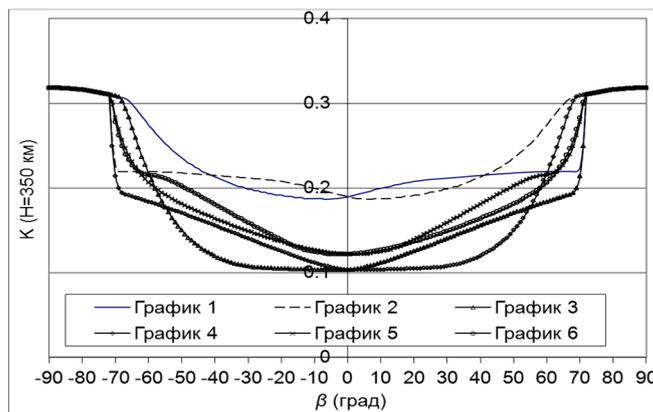


Рис. 4. Зависимость суммарной освещенности активной поверхности СБ ТГК за виток от параметров закрутки и угла β

- в противосолнечной точке витка нормаль N_{CB} к активной поверхности СБ составляет минимальный (графики 1, 3) или максимальный (графики 2, 4) угол с нормалью к плоскости орбиты или лежит в плоскости орбиты (графики 5, 6).

Представленные графики показывают, что максимизация освещенности СБ обеспечивается при параметрах закрутки, соответствующих графикам 1 и 2. Для определения оптимальных параметров закрутки находим значение β^* , определяемое как минимальное положительное ненулевое значение угла β , при котором коэффициенты суммарной освещенности активной поверхности СБ за виток при параметрах закруток, соответствующих графикам 1 и 2, совпадают:

$$K_1(\beta^*, H) = K_2(\beta^*, H).$$

Значение β^* зависит от высоты орбиты H : например, для высот $H = 300; 350; 400$ км $\beta^* \approx 46,5^\circ; 41,5^\circ; 36,5^\circ$. Кроме того, равенство $K_1(\beta, H) = K_2(\beta, H)$ всегда выполняется при $\beta=0$ и на солнечных орбитах, определяемых условием $|\beta| \geq \arcsin \frac{R_e}{R_e + H}$, где R_e – радиус Земли.

Таким образом, при $\beta \leq -\beta^*$; $0 \leq \beta \leq \beta^*$ ($K_1 \geq K_2$) и при $-\beta^* \leq \beta \leq 0$; $\beta^* \leq \beta$ ($K_1 \leq K_2$) выполняют гравитационную ориентацию ТГК продольной осью вдоль местной вертикали с закруткой вокруг продольной оси ТГК Ox с угловой скоростью $|\omega_x| = 3|\omega_o|$, направленной соответственно от Земли и к Земле, при этом ориентацию ТГК на момент начала закрутки выбирают из условия, что в противосолнечной точке витка вектор N_{CB} составляет минимальный либо максимальный угол с нормалью к плоскости орбиты (рис. 5, сверху и снизу).

Описанный подход успешно использовался в экспериментах на ТГК «Прогресс М-20М», «Прогресс М-23М», «Прогресс М-28М» и др.

Заключение

Предложенные технологии проведения экспериментов с помощью ТГК «Прогресс» и методы управления позволяют выполнить уникальные исследования и повысить эффективность программы научно-прикладных исследований и экспериментов на МКС.

Они дают возможность выполнять полет и исследования на более высоких или более низких орбитах, чем орбита МКС, кроме того, обеспечивают низкий уровень микроускорений (10^{-6} g), недостижимый на РС МКС, позволяют получить калиброванные значения микроускорений с помощью закрутки ТГК и выполнять многие эксперименты, проведение которых на МКС невозможно либо менее эффективно.

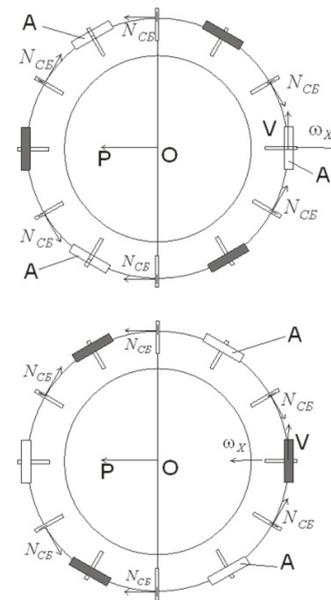


Рис. 5. Схема ориентации СБ ТГК (A – активная поверхность СБ; P – проекция вектора S на плоскость орбиты)

Данные технологии применимы также для существующих и разрабатываемых транспортных грузовых средств всех партнеров по МКС. Часть из них может быть использована и при проведении экспериментов на автоматических и специализированных КА, выполняющих аналогичные исследования.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеева Т.В.** Совместные операции транспортных кораблей и орбитальных станций // Полет. 2003. № 6. С. 55–60.
2. **Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М.** Система управления спуском космического аппарата «Союз-ТМА» // Гироскопия и навигация. 2004. № 3. С. 5–13.
3. **Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V.** Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight. *Acta Astronautica*. 2014. 94. P. 139–144.
4. <http://www.americaspace.com/2016/01/14/dragon-cygnus-and-dream-chaser-all-awarded-nasa-crs-2-space-station-resupply-contracts/>.
5. **Бойзелинк Т., Ван Бавинхов К., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Сазонов В.В.** Определение вращательного движения спутника «Фотон М-3» по данным бортовых измерений магнитного поля Земли // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 3. С. 252–265.
6. **Абрашкин В.И., Воронов К.Б., Пияков А.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Сёмкин Н.Д., Филиппов А.С., Чебуков С.Ю.** Неуправляемое вращательное движение опытного образца малого космического аппарата «Аист» // Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. 2015. № 48. 36 с.
7. **Пат. 2583981.** Российская Федерация, МПК В64G 1/10, В64G 1/16. Способ выведения спутника на заданную околоземную орбиту / Беляев М.Ю., Матвеева Т.В.; приор. 23.06.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»; опубл. 10.05.2016, Бюл. № 13.
8. **Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А.** Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на российском сегменте МКС // Космическая техника и технологии. 2015. № 3. С. 38–51.
9. **Пат. 2567998.** Российская Федерация, МПК В64В 1/32. Способ зондирования верхней атмосферы / Беляев М.Ю., Матвеева Т.В.; приор. 01.04.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»; опубл. 10.11.2015, Бюл. № 31.
10. **Mary L. Bowden.** Deployment Devices. *The Space Vehicle Mechanisms*. Chapter 16. P. 495–542. Edited by Peter Conley, John Wiley & Sons, 1998.
11. **Белоконов И.В., Бондарь М.В., Кудрявцев А.И.** Навигационное сопровождение развертывания тросовой системы на примере эксперимента YES2 во время полета КА «ФОТОН-М3» // Гироскопия и навигация. 2010. № 3 (70). С. 3–13.
12. **Петров Б.Н., Бажинов И.К.** (ред.) Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс». М.: Наука, 1985.
13. **Пат. 2587763.** Российская Федерация, МПК В64G 1/62, В64G 1/36, В64G 1/26. Способ управления спуском космического аппарата при проведении наблюдений / Матвеева Т.В., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н.; приор. 18.07.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П.Королёва»; опубл. 20.06.2016, Бюл. № 17.
14. **Муртаф Б.** Современное линейное программирование. М.: Мир, 1984.
15. **Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В.** Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полете грузового корабля «Прогресс М-20М» // Космическая техника и технологии. 2014. № 3. С. 22–32.
16. **Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Цветков В.В., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В.** Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Космические исследования. 2006. Т. 44. № 1. С. 52–61.
17. **Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Сазонов В.В., Цветков В.В.** Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений угловой скорости и тока сема с солнечных батарей // Препринт Института прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН. 2012. № 39. 36 с.
18. **Пат. 2457158.** Российская Федерация, МПК В64G 1/24, В64G 1/44. Способ управления ориентацией космического аппарата с неподвижными панелями солнечных батарей при выполнении экспериментов на орбитах с максимальной длительностью теневого участка /

- Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В., Цветков В.В.; приор. 22.09.2010; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П.Королева»; опубл. 27.07.2012, Бюл. № 21.
19. Пат. 2581281. Российская Федерация, МПК В64G 1/24, В64G 1/66, G05D 13/00. Способ управления ориентацией космического аппарата при проведении экспериментов с научной аппаратурой по изучению конвекции / Беляев М.Ю., Матвеева Т.В.; приор. 01.04.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П.Королева»; опубл. 20.04.2016, Бюл. № 11.
20. Пат. 2587663. Российская Федерация, МПК G01M 1/10, В64G 1/28, В64G 1/44. Способ определения тензора инерции космического аппарата / Матвеева Т.В., Беляев М.Ю., Сазонов В.В.; приор. 30.10.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П.Королева»; опубл. 20.06.2016, Бюл. № 17.
21. Пат. 2562904. Российская Федерация, МПК В64G 1/44. Способ управления ориентацией космического аппарата с неподвижными панелями солнечных батарей при выполнении экспериментов / Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Монахов М.И., Матвеева Т.В., Сазонов В.В.; приор. 06.02.2014; патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П.Королева»; опубл. 10.09.2015, Бюл. № 25.

Belyaev M. Yu., Matveeva T. V., Rulev D. N. (S.P. Korolev Rocket and Space Corporation «Energiya», Korolev, Moscow Region, Russia)
Possible Technologies of PROGRESS Transport Cargo Vehicle Control during Experiments in Free Flight. *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2017. Vol. 25. No. 3. P. 32–48.

Abstract. The International Space Station (ISS) project involves Russian PROGRESS transport cargo vehicles (TCV) which often keep residual resources of their basic systems after they have completed their main tasks in the ISS program. Utilization of these resources for research purposes during free flight of the TCV after its undocking from the station increases the efficiency of both the TCV operation and the ISS research program as a whole.

Transport cargo vehicles can be used for investigations in various fields: in-flight tests, trials, validation and certification of various equipment, materials, and systems to the benefit other spacecraft programs; conducting the experiments within the framework of the Earth study using additionally installed equipment; experiments with microgravity taking into account specific capabilities of TCV; launch of small satellites and explorers after TCV undocking from the station and settling into specified orbit, etc.

To perform investigations on the base of the PROGRESS transport cargo vehicles, new efficient technologies are proposed. These technologies required some specific methods of control to be developed. This paper addresses these technologies, as well as some of the developed control methods.

Key words: PROGRESS transport cargo vehicle, technologies of experiments, methods of control, space experiments

REFERENCES

1. **Matveeva, T.V.**, Sovmestnye operatsii transportnykh korablei i orbital'nykh stantsii (Joint Operations of Transport Vehicles and Orbital Stations), *Polet*, 2003, No. 6, pp. 55–60.
2. **Berenov, N.K., Branets, V.N., Evdokimov, S.N., Klimanov, S.I., Komarova, L.I., Mikrin, E.A., Ryzhkov, V.S., Samitov, R.M.**, Sistema upravleniya spuskom kosmicheskogo apparata “Soyuz-TMA” (Descent Control System for Spacecraft Soyuz-TMA), *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2004, No. 3, pp. 5–13.
3. **Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V.** Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight, *Acta Astronautica*, 2014, 94, pp. 139–144.
4. **<http://www.americaspace.com/2016/01/14/dragon-cygnus-and-dream-chaser-all-awarded-nasa-crs-2-space-station-resupply-contracts/>**.

5. **Beuselinck, T., Van Bavinchove, C., Abrashkin, V.I., Kazakova, A.E., Sazonov, V.V.**, Opre-delenie vrashchatel'nogo dvizheniya sputnika Foton M-3 po dannym bortovykh izmerenii magnit-nogo polya Zemli (Determination of the Spacecraft Foton M-3 Attitude Motion on Measurements of the Earth Magnetic Field), *Kosmicheskie Issledovaniya*, 2010, vol. 48, No. 3, pp. 252–265.
6. **Abrashkin, V.I., Voronov, K.B., Piyakov, A.V., Puzin, Yu.Ya., Sazonov, V.V., Semkin, N.D., Filippov, A.S., Chebukov, S.Yu.**, Neupravlyaemoe vrashchatel'noe dvizhenie opytного obratzsa malogo kosmicheskogo apparata "Aist" (Uncontrolled Rotational Motion of Prototype Model of Small Spacecraft Aist), Preprint, M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics, RAS, 2015, No. 48, 36 pages.
7. **Belyaev, M.Yu., Matveeva T.V.**, Method of Putting a Satellite into the Desired Earth Orbit, RF Patent №2583981, 2016.
8. **Belyaev, M.Yu., Wikelski, M., Lampen M., Legostaev, V.P., Mueller U., Naumann., W., Ter-titskii G.M., Yurina, O.A.**, Tekhnologiya izucheniya peremeshcheniya zhivotnykh i ptits na Zemle s pomoshch'yu apparatury ICARUS na rossiiskom segmente MKS (Technique of Studying Migrations of Animals and Birds on the Earth Using ICARUS Equipment on the Russian Seg-ment of ISS), *Kosmicheskaya Tekhnika i Tekhnologii*, 2015, No.3, pp. 38–51.
9. **Belyaev, M.Yu., Matveeva T.V.**, Method of Upper Air Sounding, RF Patent №2567998, 2015.
10. **Mary L. Bowden, under edit. of Peter Conley, John Wiley & Sons**, Deployment Devices, Chapter 16, *The Space Vehicle Mechanisms*, 1998, pp. 495–542.
11. **Belokonov, I.V., Bondar', M.V., Kudryavtsev, A.I.**, Navigatsionnoe soprovozhdenie razvertvaniya trosovoi sistemy na primere eksperimenta YES2 vo vremya poleta KA Foton-M3 (Navigational Support of Cable System Deployment by Example of YES2 Experiments during Flight of Spacecraft Photon-M3), *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2010, No. 3 (70), pp. 3–13.
12. **Petrov, B.N., Bazhinov, I.K.**, (edit.) Navigatsionnoe obespechenie poleta orbitalnogo kompleksa "Salyut-6" – "Soyuz" – "Progress" (Flight Navigational Support of Orbital Complex Salyut-6 – Soyuz – Progress), Nauka, Moscow, 1985.
13. **Matveeva, T.V., Belyaev, M.Yu., Rulev, D.N.**, Patent RF 2587763, 2016.
14. **Murtaf, B.** Sovremennoe Lineinoe Programirovanie (Modern Linear Programming), Mir, Mos-cow, 1984.
15. **Belyaev, M.Yu., Legostaev, V.P., Matveeva, T.V., Monakhov, M.I., Rulev, D.N., Sazonov, V.V.**, Otrabotka metodov provedeniya eksperimentov v oblasti mikrogravitatsii v avtonomnom polete gruzovogo korablya "Progress M-20M" (Optimization of Microgravitation Experiment Methods during Autonomous Flight of Cargo Vehicle Progress M-20M), *Kosmicheskaya Tekh-nika i Tekhnologii*, 2014, No. 3, pp. 22–32.
16. **Belyaev, M.Yu., Bryukhanov, N.A., Tsvetkov, V.V., Babkin, E.V., Matveeva, T.V., Sazonov, V.V.**, Eksperimental'noe issledovanie rezhimov neupravlyaemogo vrashchatel'nogo dvizheniya KA "Progress" (Experimental Research of Uncontrolled Rotational Motion Modes of Spacecraft Progress), *Kosmicheskie Issledovaniya*, 2006, vol. 44, No. 1, pp. 52–61.
17. **Belyaev, M.Yu., Matveeva, T.V., Monakhov, M.I., Sazonov, V.V., Tsvetkov, V.V.**, Opredele-nie vrashchatel'nogo dvizheniya korablei "Progress" po dannym uglovoi skorosti i tokos'ema s solnechnykh batarei (Determining Rotational Motion of Progress Vehicles Based on Angular Rate and Current Collection from Solar Cell Batteries), Preprint, M.V. Keldysh Institute of Applied mathematics, RAS, 2012, No. 39, 36 pages.
18. **Belyaev, M.Yu., Bryukhanov, N.A., Babkin, E.V., Matveeva, T.V., Sazonov, V.V., Tsvetkov, V.V.**, Attitude Control of Space Vehicle with Fixed Photo-Voltaic Arrays During Experiments on Orbits with Maximum Orbital Eclipse Period, RF Patent №2457158, 2012.
19. **Belyaev, M.Yu., Matveeva, T.V.**, Attitude Control of Space Vehicle During Experiments with Scientific Gear for Studying Convection Process, RF Patent №2581281, 2016.
20. **Matveeva, T.V., Belyaev, M.Yu.**, Method of Determining Tensor of Space Vehicle Inertia, RF Patent №2587663, 2016.
21. **Belyaev M.Yu., Rulev, D.N., Monakhov, M.I., Matveeva, T.V., Sazonov, V.V.**, Attitude Con-trol of Space Vehicle with Fixed Photo-Voltaic Arrays During Experiments, RF Patent №2562904, 2015.

Материал поступил 31.07.2017