

ПЛАНИРОВАНИЕ ОБСЛУЖИВАНИЯ РАЗНОРОДНЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

А.А. Баранов¹, В.Ю. Разумный²

¹ Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Миусская пл., д. 4, Москва, Россия, 125047

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, Москва, Россия, 105005

^{1,2} Российский университет дружбы народов

ул. Миклухо-Маклая, д. 6, Москва, Россия, 117198

Рассматривается задача планирования облета требующих обслуживания космических объектов. Предполагается, что развернута система базовых станций (БС), предназначенная для обслуживания заданной совокупности спутников, находящихся на различных низких орбитах. За заданное время необходимо подлететь к каждому из спутников, требующих обслуживания. Обслуживание осуществляется с помощью находящихся на базовых станциях отделяемых модулей (ОМ). На основе анализа портрета отклонений долготы восходящего узла всех обслуживаемых спутников и базовых станций определяется, какой ОМ должен перелететь в окрестность какого спутника, чтобы общие затраты суммарной характеристической скорости всех ОМ были минимальны.

Ключевые слова: обслуживание в космосе, межорбитальные перелеты, низкие орбиты, минимизация характеристической скорости

Введение

В настоящее время на низких орбитах планируется развернуть несколько спутниковых систем, каждая из которых будет состоять из сотен спутников. Будут пополняться существующие спутниковые системы. Для увеличения срока существования всех этих систем и уменьшения затрат на поддержание их функционирования целесообразно создать систему базовых станций (БС) для обслуживания входящих в системы спутников. На каждой станции будут находиться отделяемые модули (ОМ), способные отремонтировать или дозаправить спутники систем.

Можно выделить три этапа решения баллистических задач, связанных с обслуживанием. На **первом этапе** осуществляется проектирование конфигурации обслуживающей системы. Необходимо определить число БС и их начальные орбиты, чтобы ОМ могли подлететь к каждому требующему обслуживания спутнику, при этом необходимо учитывать ограничение на количество топлива на отделяемом модуле, ограничение на время перелета и т.д.

Результаты второго и третьего этапов могут быть использованы и при проектировании обслуживающей системы. Решение задач всех трех этапов существенно усложняется разнородностью орбит обслуживаемых спутников. Орбиты могут

отличаться по всем параметрам и, что особенно важно, иметь значительные отклонения долготы восходящего узла (ДВУ), которые могут достигать десятков и даже сотен градусов.

Второй этап. На втором этапе требуется рассчитать параметры маневров, обеспечивающих перевод каждой базовой станции с орбиты выведения на позицию, определенную для нее при проектировании обслуживаемой системы. Если орбита выведения БС и орбита ее функционирования имеют значительные отклонения ДВУ, для определения параметров маневров можно воспользоваться разработанным авторами методом [1; 2]. Данный метод был протестирован на решении задач восполнения спутниковой системы Global Star, спутниковой группы (Formation Flying) Aqua Train и т.д. и показал свою высокую эффективность. При небольших отклонениях ДВУ и наклонения можно воспользоваться методом, описанным в [3].

Третий этап. Задача поддержания заданной конфигурации обслуживаемой системы может решаться в разных вариантах. Задача относительного (гибкого) поддержания заданной конфигурации спутниковой системы была решена авторами в работе [4]. Предлагается простое численно-аналитическое решение задачи, позволяющее найти оптимальное решение, которое невозможно получить с помощью традиционного метода выделения спутника лидера. Задача поддержания угла между плоскостями орбит многоярусной синхронизированной спутниковой системы была решена авторами в работе [5]. Задача поддержания орбиты одного спутника, которая может быть использована при абсолютном (жестком) поддержании конфигурации спутниковой системы, была решена авторами в работе [6]. Для поддержания конфигурации обслуживаемой системы может понадобиться модификация описанных выше задач или их комбинация.

Наибольший интерес представляет задача планирования перелетов к заданным ОС и задача расчета параметров перелета, обеспечивающего вывод ОМ в заданную окрестность ОС. Для решения последней задачи также можно воспользоваться методом, описанным в [1; 2]. Было проведено сравнение эффективности данного метода с эффективностью методов, описанных в работах [7; 8], на примере решения задачи встречи на орбите Марса, в которой требовалось изменить ДВУ орбиты на 182° , имелись отклонения и всех остальных элементов орбит. Было показано, что в решении, предложенном коллективом из NASA, требуется на 60% больше суммарной характеристической скорости (СХС). Численный метод, разработанный коллективом из JPL и Техасского университета, позволяет найти оптимальное решение, но требует значительных вычислений и не дает возможности определить компромиссное время перелета, с высокой точностью определенное в работе NASA. В методе, описанном в работах [1; 2], используется численно-аналитический прогноз движения КА и численно-аналитическое определение параметров маневров, что позволяет на порядки быстрее получить оптимальное решение задачи, а также найти компромиссное время перелета. При небольших отклонениях ДВУ и наклонения орбит БС и ОС для расчета параметров маневров, также можно воспользоваться методом, описанным в [3].

При решении задачи планирования обслуживания, рассматриваемой в данной статье, необходимо на заданном временном интервале ΔT определить, какой ОМ должен подлететь к какому ОС, чтобы общие затраты СХС всех ОМ были минимальны. Предполагается, что на каждой БС находится одинаковое число ОМ, причем ОМ могут быть как возвращаемые (например, ОМ предназначенные для дозаправки ОС топливом) так и не возвращаемые, которые могут самостоятельно перелетать от одного ОС к другому. БС может и не иметь отделяемых блоков и сама выполнять обслуживание. Задача планирования разбивается на две подзадачи. Определение СХС перелета ОМ к ОС на заданном временном интервале, которому соответствует N витков полета ОС, и непосредственно определение плана облета, какой ОМ должен подлететь к какому ОС.

На стадиях выбора плана обслуживания и проектирования конфигурации обслуживающей группировки при решении задачи маневрирования важна не точность решения задачи перелета (точность вывода ОМ в заданную окрестность ОС), а скорость решения задачи и корректность оценки СХС перелета. Это дает возможность решать задачу в упрощенной постановке, например, использовать линеаризованные уравнения движения КА.

Оценим затраты СХС необходимой для перелета ОМ в окрестность ОС. Вначале рассмотрим два частных, но часто встречающихся для обслуживающей системы случая.

В первом случае ОМ находится на той же орбите что и ОС, но имеет отличие в аргументе широты Δu , которое измеряется в долях витка, его максимальное по модулю значение не может быть более 0,5. Используя уравнение (1), описывающее изменение положение спутника вдоль орбиты в результате действия радиальной и трансверсальной составляющих импульса скорости [3]:

$$\sum_{i=1}^N (2\Delta V_{ri}(1 - \cos \varphi_i) + \Delta V_{ti}(-3\varphi_i + 4 \sin \varphi_i)) = \Delta t. \quad (1)$$

Затраты СХС на перелет, позволяющий перевести ОМ вдоль орбиты и осуществляемый с помощью двух трансверсальных импульсов скорости, можно оценить по формуле

$$\Delta V \approx \frac{2|\Delta u|}{3N} V_0,$$

где $V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$ — скорость движения ОМ по круговой орбите радиуса r_0 ; N — число витков перелета.

Момент приложения импульса скорости на витке произвольный. Первый трансверсальный импульс скорости переводит ОМ на орбиту с другим периодом, а аналогичный по величине, но противоположный по знаку второй импульс скорости восстанавливает первоначальную орбиту.

За время этого перелета за счет разной эволюции исходной и фазирующей орбит их плоскости разойдутся по долготе восходящего узла на угол [9]:

$$\Delta\Omega = \frac{4}{3}\delta\Omega\Delta u, \quad (2)$$

где $\delta\Omega = -\frac{2\pi\varepsilon}{\mu p^2}\cos i$, i — наклонение орбиты, p — фокальный параметр (для круговых орбит $p = r_0$), $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$, $\mu = \gamma M = 3,986028 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ (γ — гравитационная постоянная, M — масса Земли).

С учетом коррекции этого отклонения (у импульсов скорости появляются боковые составляющие) минимальные затраты на перелет определяются по формуле [9]:

$$\Delta V = 2\sqrt{\Delta V_t^2 + \Delta V_z^2} = \frac{2}{3}|\Delta u|V_0\sqrt{\frac{1}{N^2} + \frac{4\delta\Omega^2 \sin^2 2i}{N^2\delta\Omega^2 \sin^4 i + 4\cos^2 i}}. \quad (3)$$

Возникшее отклонение по ДВУ корректируется с помощью боковой составляющей импульса скорости в точке орбиты, задаваемой углом

$$u_0 = \text{arctg} \frac{2}{Nk \sin i}, \text{ где } k = -\delta\Omega \text{tg} i$$

как за счет непосредственной коррекции Ω , так и за счет ее коррекции с помощью изменения наклонения орбиты ожидания.

Во втором случае орбиты ОМ и ОС также имеют одинаковый радиус, но имеется отличие их ДВУ $\Delta\Omega$. Обслуживаемый спутник находится в другой рабочей плоскости.

Большие затраты СХС, требуемые для изменения ориентации плоскости орбиты, обуславливают отказ от непосредственной коррекции разницы ДВУ при помощи двигательной установки (ДУ) ОМ. Задача поворота орбитальной плоскости по ДВУ может быть решена за счет использования свойства прецессии линии узлов вследствие нецентральности гравитационного поля Земли.

Для перелета от одного объекта к другому используется орбита ожидания, специально формируемая таким образом, чтобы за заданное количество витков полета ОС N плоскости орбит ОМ и ОС практически совпали.

В этом варианте минимальные затраты на четырехимпульсный перелет (по два импульса в начале и конце перелета) определяются по формуле [9]:

$$\Delta V = \frac{2}{3}V_0 \sqrt{\frac{(\Delta u + n)^2}{(N + n)^2} + \frac{(3\Delta\Omega - (4\Delta u + 7n)\delta\Omega)^2}{(N + n)^2 \delta\Omega^2 \text{tg}^2 i + \frac{4}{\sin^2 i}}}. \quad (4)$$

Как можно видеть, ΔV зависит от n — разницы в числе витков полета ОМ и ОС. Поиск оптимального значения n_{opt} довольно прост, так как оно близко к величине

$$n_{opt}^* = \frac{3\Delta\Omega - 4\Delta i \delta\Omega}{7\delta\Omega}, \quad (5)$$

доставляющей минимум второму слагаемому в формуле (4).

На рисунке 1 представлены результаты расчетов (графики функций $\Delta V = f(\Delta\Omega)$) для различных наклонений в малом диапазоне углов $\Delta\Omega$. Функция затрат суммарной характеристической скорости в этом случае представляет собой кривую с затухающими колебаниями, причем интенсивность этих колебаний существенно зависит от наклона орбиты. На основании рис. 1 можно сделать следующий важный вывод: для небольших отклонений по ДВУ (менее 10°) затраты СХС, требующиеся для коррекции относительно большого отклонения ДВУ, могут быть почти в два раза меньше затрат СХС, требующихся для коррекции существенно меньшего отклонения ДВУ. Это объясняется тем, что параметр n , по своему определению является целочисленным, что исключает возможность точной компенсации расхождений в ДВУ одной лишь операцией фазирования в плоскости орбиты и необходима непосредственная коррекция оставшегося отличия ДВУ, которая особенно возрастает, когда n попадает в середину диапазона между целочисленными значениями.

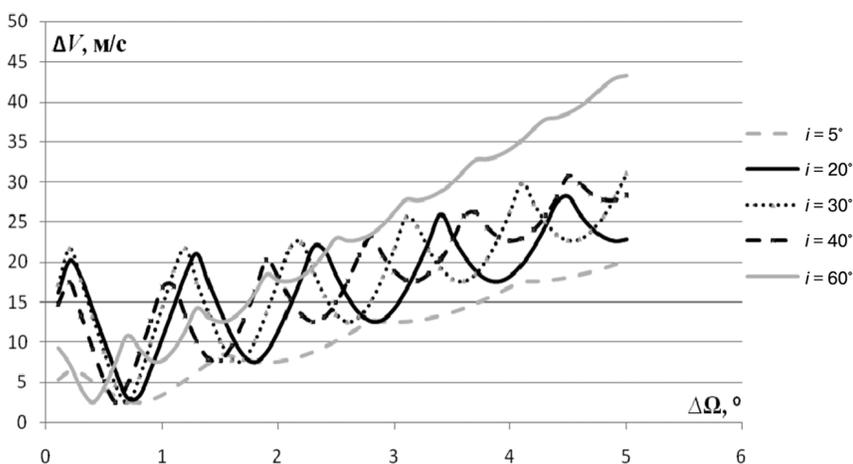


Рис. 1. Зависимость затрат скорости от рассогласования по ДВУ для разных наклонений для высоты 700 км и $N = 1000$
 [Velocity budget dependence from RAAN desynchronization for various inclinations for altitude 700 km and $N = 1000$]

В общем случае орбиты ОМ и ОС полностью отличаются. Кроме отличия ДВУ ($\Delta\Omega$) имеется отличие радиусов (Δa), наклона (Δi) орбит и вектора эксцентриситета (Δe). Переход на орбиту ожидания и дальнейший перевод ОМ в окрестность ОС осуществляются за счет исполнения четырех маневров, которые попарно реализуются на первом и последнем витках перелета. Каждый из маневров имеет трансверсальную и бинормальную составляющие. Суммы трансверсальных

и боковых составляющих импульсов скорости первого и второго интервалов маневрирования обозначим соответственно $\Delta V_{iI} = \Delta V_{i1} + \Delta V_{i2}$, $\Delta V_{iII} = \Delta V_{i3} + \Delta V_{i4}$, $\Delta V_{zI} = \Delta V_{z1} + \Delta V_{z2}$, $\Delta V_{zII} = \Delta V_{z3} + \Delta V_{z4}$. Предполагается, что все импульсы скорости прикладываются на экваторе, что оптимально для коррекции наклона. Коррекция отклонения по ДВУ осуществляется за счет подбора необходимой эволюции плоскости орбиты ожидания. При этих предположениях условия выхода в окрестность цели можно записать в виде [1; 9]:

$$2 \frac{\Delta V_{iI} + \Delta V_{iII}}{V_0} = \frac{\Delta a_0}{a_0}, \quad (6)$$

$$-3(N+n) \frac{\Delta V_{iI}}{V_0} = -3N \frac{\Delta V_{iI} + \Delta V_{iII}}{V_0} + \Delta u_0^* + n, \quad (7)$$

$$\frac{\Delta V_{zI} + \Delta V_{zII}}{V_0} = \Delta i_0, \quad (8)$$

$$\begin{aligned} & -4(N+n)\delta\Omega \frac{\Delta V_{iI}}{V_0} - (N+n)\delta\Omega \operatorname{tg} i \frac{\Delta V_{zI}}{V_0} = \\ & = -4N\delta\Omega \frac{\Delta V_{iI} + \Delta V_{iII}}{V_0} - N\delta\Omega \operatorname{tg} i \frac{\Delta V_{zI} + \Delta V_{zII}}{V_0} + \Delta\Omega - \delta\Omega n. \end{aligned} \quad (9)$$

В системе (6)—(9) первое уравнение описывает коррекцию отклонения по большой полуоси, второе — коррекцию отклонения вдоль орбиты, третье — коррекцию отклонения по наклону, четвертое — коррекцию отклонения по ДВУ. Коррекция вектора эксцентриситета не учитывается, так как это отклонение мало и не вносит существенного вклада в СХС.

В системе (6)—(9) переменных больше, чем уравнений. Выбрав n в качестве независимой переменной, можно найти выражения для сумм трансверсальных и боковых составляющих импульсов скорости первого и второго интервалов маневрирования:

$$\Delta V_{iI} = V_0 \left[\frac{N\Delta a_0}{2(N+n)a_0} - \frac{\Delta u_0^* + n}{3(N+n)} \right], \quad (10)$$

$$\Delta V_{iII} = V_0 \frac{\Delta a_0}{2a_0} - \Delta V_{iI}, \quad (11)$$

$$\Delta V_{zI} = \frac{V_0}{N+n} \left[N\Delta i_0 - \frac{4(\Delta u_0^* + n)\delta\Omega + 3(\delta\Omega n - \Delta\Omega)}{3\delta\Omega \operatorname{tg} i} \right], \quad (12)$$

$$\Delta V_{zII} = V_0\Delta i - \Delta V_{zI}. \quad (13)$$

Оптимальным будет значение n , доставляющее минимум СХС перелета:

$$\Delta V = \sqrt{\Delta V_{i1}^2 + \Delta V_{z1}^2} + \sqrt{\Delta V_{iII}^2 + \Delta V_{zII}^2}.$$

Если маневры выполняются двигателями малой тяги, то для уточнения их величин можно воспользоваться результатами, приведенными в [10] и [11].

Решение задачи планирования

Решение задачи планирования, т.е. задачи определения того, какой из ОМ должен обслужить такой ОС, чтобы СХС всех задействованных ОМ была минимальна, может быть получено на основе анализа портрета эволюции отклонений ДВУ всех БС и требующих в данный момент обслуживания ОС. Отклонения вычисляются относительно ДВУ орбиты одного из объектов этих групп. Данный подход был использован авторами для проектирования последовательности облета крупногабаритного космического мусора [12], однако рассматриваемая задача имеет ряд существенных отличий. Одно из отличий состоит в том, что стратегия выбора ОМ для обслуживания конкретного ОС разрабатывается с учетом имеющегося числа отделяемых модулей на борту БС. Существенно отличаются также интервалы времени, на которых совершается облет объектов. При облете крупногабаритного космического мусора один КА-сборщик за несколько лет должен облететь как можно больше объектов. В данной задаче предпочтительно использовать максимально возможное число ОМ, чтобы за короткий временной интервал успеть облететь требующие обслуживания объекты.

Общим свойством элементов групп БС и ОС являются значительные угловые отклонения плоскостей их орбит по ДВУ. Для визуализации отклонений орбит объектов по ДВУ (коррекция этих отклонений наиболее затратная и требует продолжительных перелетов) целесообразным является построение портрета эволюции отклонений ДВУ i -х орбит во времени относительно ДВУ орбиты одного (k -го) объекта, входящего в одну из двух групп. Временной интервал, на котором строится портрет эволюции отклонений ДВУ, равен заданному времени обслуживания всех ОС ΔT .

Можно выделить три возможных случая взаимного расположения прямых относительного рассогласования ДВУ (реально эти линии не прямые, но очень близки к прямым). В первом случае прямые относительного рассогласования по ДВУ $\Delta\Omega_{ik}(t)$, имеют малый угол наклона к оси абсцисс и образуют семейство квазипараллельных прямых (рис. 2). Во втором случае прямые $\Delta\Omega_{ik}(t)$ имеют угловые коэффициенты различного знака и абсолютной величины, что приводит к значительному числу пересечений этих прямых на портрете эволюции отклонений ДВУ (рис. 3). Третий случай взаимного расположения прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$ представляет собой комбинацию первых двух. На рисунке 2 и рисунке 3 ОМ соответствуют сплошные линии, а ОС — пунктирные.

Квазипараллельность линий на портрете эволюции отклонений ДВУ (первый случай) означает, что орбитальные плоскости объектов обеих групп устойчивы в своем относительном угловом движении. Выбранный ОМ обслуживает ОС, которому соответствует линия ближайшая к линии данного ОМ (различия в ДВУ

минимальны). Например, ОМ, которому соответствует линия 4a (рис. 2, сплошная линия), должен подлететь к ОС, которому соответствует линия 1t (пунктирная линия), а ОМ, которому соответствует линия 5a, обслуживает ОС, которому соответствует линия 2t. Если с противоположной стороны от линии ОС ближайшей к ней является еще одна линия, соответствующая другому ОС (линия 3t), то обслуживание следующего ОС может совершить тот же ОМ (располагавшийся на БС, которой соответствует линия 5a). Однако необходимо проверить, нет ли далее с этой стороны линии, соответствующий другой БС (линия 6a), и сравнить, какой перелет требует меньших затрат СХС. Надо также учитывать, что перелет в сторону естественной прецессии требует меньших затрат СХС. Необходимо помнить о колеблющей форме зависимости $\Delta V = f(\Delta\Omega)$ для относительно небольших отклонений $\Delta\Omega_{ik}(t)$ и в случае необходимости проверять не только ближайшую, но и следующую за ней линию. Необходимо также контролировать и время перелета при обслуживании двух ОС одним ОМ, чтобы оно соответствовало ограничению задачи. Каждый из таких перелетов требует формирования орбиты ожидания, которая обеспечивает необходимую эволюцию ДВУ. Поскольку СХС уменьшается с увеличением времени перелета, оптимально полностью использовать время, разрешенное для обслуживания данного ОС.

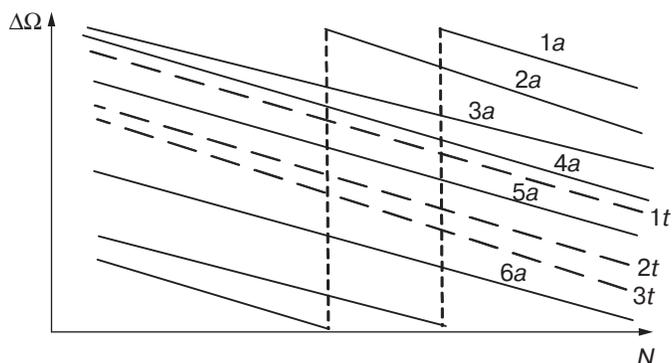


Рис. 2. Отклонениям ДВУ соответствуют квазипараллельные линии [RAAN deviation as quasiparallel lines]

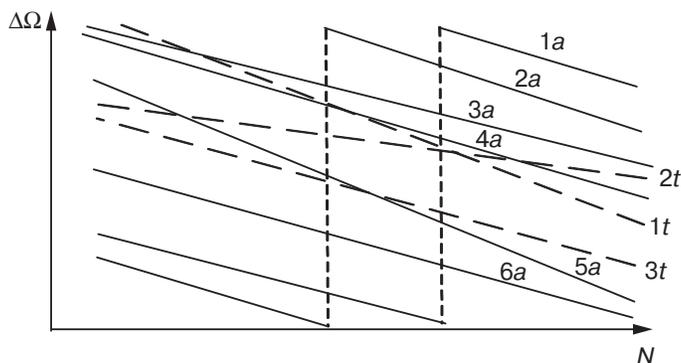


Рис. 3. Отклонениям ДВУ соответствуют пересекающиеся линии [RAAN deviation as crossover lines]

На рисунке 4, *а* изображена схема перелета от БС (линия № 1) к первому ОС (линия № 2) и следующему ОС (линия № 3). Каждой стрелке соответствуют два импульса скорости. Для каждого перелета необходимы четыре импульса скорости, по два вначале и в конце перелета.

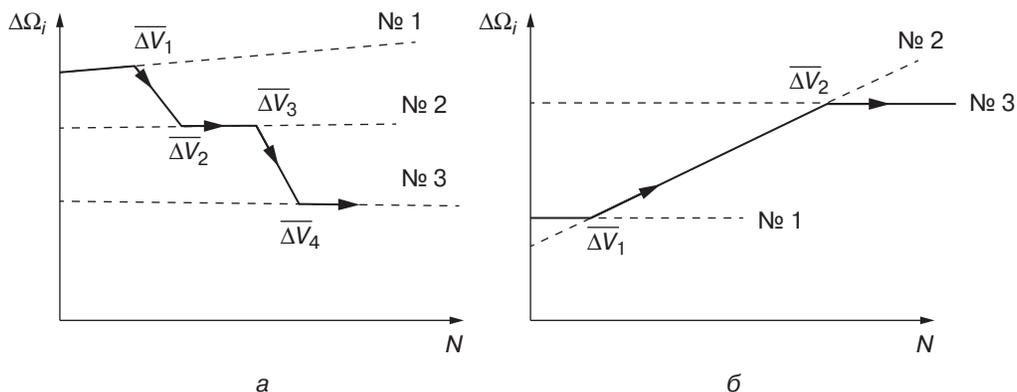


Рис. 4. Схемы перелета [Flight schems]

Многочисленные пересечения прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$ на портрете эволюции отклонений ДВУ могут быть использованы для формирования другого подхода к составлению плана облета объектов. ОМ переходит со своей орбиты (линия № 1, рис. 4, *б*) на орбиту ОС (линия № 2) в момент пересечения соответствующих прямых, что означает совпадение плоскостей орбит по ДВУ. Затем, находясь на орбите первого ОС, дожидается, когда совпадут ДВУ этой орбиты и орбиты следующего ОС (пересечение линии № 2 и линии № 3). В этот момент осуществляется перелет в окрестность следующего ОС. Например, в момент пересечения линий $3a$ и $1t$ осуществляется перелет в окрестность первого ОС. Далее, находясь на орбите этого ОС (линия $1t$), он ожидает момента пересечения линии, соответствующей текущему ОС, с линией, соответствующей следующему ОС (линия $2t$). Перелеты совершаются в момент совпадения ДВУ орбит, поэтому для вывода ОМ в окрестность ОС достаточно двух импульсов скорости. Число используемых импульсов скорости уменьшается вдвое, и нет необходимости в затратном формировании орбит ожидания. Вследствие большого количества пересечений прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$ могут быть найдены несколько цепочек из таких перелетов. Проблема заключается в том, чтобы данные перелеты уложились в отведенное время. Чтобы ускорить процесс обслуживания можно перейти к первому варианту. Необходимо также учесть, что на БС может быть несколько ОМ. Этому случаю соответствуют несколько совпадающих прямых.

Так как третий случай взаимного расположения прямых $\Delta\Omega_{ik}(t)$ представляет собой комбинацию первых двух вариантов, для расчета маневров обслуживания необходимо рассмотреть и совместить примененные ранее подходы. Сначала анализируются более экономные решения, соответствующие пересекающимся линиям, а затем, когда остаются только квазипараллельные линии, рассматривается первый вариант.

Решение задачи проектирования

Решение задачи проектирования состоит в определении количества необходимых БС в составе орбитальной группировки, параметров их орбит и расположения на орбитах для обслуживания заданных спутниковых систем. Получение какого-либо приемлемого варианта орбитальной структуры БС путем прямого перебора потребует бесконечно большого времени расчетов на ЭВМ в силу чрезвычайной сложности задачи. Авторами разрабатывается алгоритм решения задачи проектирования также основанный на анализе портрета эволюции отклонений ДВУ всех БС и ОС, вычисленных относительно ДВУ орбиты одного из объектов этих групп. Результаты решения данной задачи будут опубликованы позднее.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Баранов А.А., Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров маневров формирования спутниковых систем // Космические исследования. 2009. Т. 47. № 3. С. 256—262.
- [2] Labourdette P.&A. Baranov A. Strategies for on-Orbit Rendezvous Circling Mars // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 01-392, pp. 1—20, 1-6 August
- [3] Баранов А.А. Численно-аналитическое определение параметров маневров многовитковой встречи КА на близких околокруговых некомпланарных орбитах // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 5. С. 430—439.
- [4] Баранов А.А., Баранов А.А. Поддержание заданной конфигурации спутниковой системы // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 409—413.
- [5] Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. Поддержание угла между плоскостями орбит разноуровневых спутниковых систем // Космические исследования. 2009. Т. 47. № 3. С. 256—262.
- [6] Ван Лицзе, Баранов А.А. Оптимальное удержание космического аппарата с двигателями малой тяги на солнечно-синхронной орбите // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2015. № 2. С. 68—83.
- [7] D'Amario L.A. & al. Mars Orbit Rendez-vous Strategy for the Mars 2003/2005 Sample Return Mission // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 99-306, pp. 1—19, 16-19 August 1999, Girwood, Alaska.
- [8] Ocampo C., Guinn J., Breeden J. Rendezvous options and dynamics for the Mars sample return mission // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 01-415, pp. 1—20, 2001.
- [9] Баранов А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М.: Спутник+, 2016. 512 с.
- [10] Баранов А.А., Прадо А.Ф.Б., Разумный В.Ю., Баранов А.А. Оптимальные переходы с малой тягой между близкими околокруговыми компланарными орбитами // Космические исследования. 2011. Т. 49. № 3. С. 278—288.
- [11] Баранов А.А., Каратунов М.О. Оценка параметров двух связанных маневров, выполненных активным космическим объектом // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2016. № 2. С. 142—153.
- [12] Баранов А.А., Гришко Д.А., Медведевских В.В., Лапшин В.В. Решение задачи облета объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах // Космические исследования. 2016. Т. 54. № 3. С. 242—251.

PLANNING FOR ON-ORBIT SERVICING OF VARIOUS SATELLITE SYSTEMS

A.A. Baranov¹, V.Yu. Razoumny²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics
Miusskaya sq. 4, Moscow, Russia, 125047
Bauman Moscow State Technical University
2-ya Baumanskaya str., 5, build. 1, Moscow, Russia, 105005
^{1,2} RUDN University
Miklukho-Maklaya str., 6, Moscow, Russia, 117198

The problem of planning the circumnavigation of space objects requiring servicing is considered. It is assumed that system of base stations for servicing the given array of the satellites on different LEO orbits has been deployed. For a fixed time it is needed to flyby each satellite which requires servicing. The servicing is conducted using the detachable modules (DM) from the base stations. Basing on the RAAN deviation portrait for all serviceable satellites and base stations it is defined which DM should transfer to the vicinity of which satellite in order to have the lowest DM velocity budget.

Key words: space servicing, orbit transfers, low orbits, velocity budget minimization

REFERENCES

- [1] Baranov A.A., Baranov A.A. Algoritm rascheta parametrov manevrov formirovaniya sputnikovoyh system. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2009. T. 47. № 3. S. 256—262.
- [2] Labourdette P.&A. Baranov A. Strategies for on-Orbit Rendezvous Circling Mars. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 01-392, pp. 1—20, 1-6 August
- [3] Baranov A.A. Chislennno-analiticheskoe opredelenie parametrov manevrov mnogovitkovoy vstrechi KA na blizkikh okolostrukovnykh nekomplanarnykh orbitakh. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2008. T. 46. № 5. S. 430—439.
- [4] Baranov A.A., Baranov A.A. Podderzhanie zadannoy konfiguratsii sputnikovoy sistemy. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2015. T. 53. № 5. S. 409—413.
- [5] Baranov A.A., Budjanskij A.A., Chernov N.V. Podderzhanie ugla mezhdu ploskostyami orbit raznouronnykh sputnikovoyh sistem. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2009. T. 47. № 3. S. 256—262.
- [6] Van Licze, Baranov A.A. Optimal'noe uderzhanie kosmicheskogo apparata s dvigatelnykh maloy tzhagi na solnechno-sinhronnoy orbite. *Vestnik MGTU im. N.Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie*. 2015. № 2. S. 68—83.
- [7] D'Amario L.A. & al. Mars Orbit Rendez-vous Strategy for the Mars 2003/2005 Sample Return Mission. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 99-306, pp. 1—19, 16-19 August 1999, Girwood, Alaska.
- [8] Ocampo C., Guinn J., Breeden J. Rendezvous options and dynamics for the Mars sample return mission. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Paper AAS 01-415, pp. 1—20, 2001.
- [9] Baranov A.A. Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov v okrestnosti krugovoy orbity. *Moskva: Sputnik +*, 2016. 512 s.
- [10] Baranov A.A., Prado A.F.B., Razumnyj V.Ju., Baranov A.A. Optimal'nye perehody s maloy tzhagoy mezhdu blizkimi okolostrukovnykh komplanarnykh orbitami. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2011. T. 49. № 3. S. 278—288.
- [11] Baranov A.A., Karatunov M.O. Ocenka parametrov dvuh svyaznykh manevrov, vpolnennykh aktivnym kosmicheskim ob#ektom. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*. 2016. № 2. S. 142—153.
- [12] Baranov A.A., Grishko D.A., Medvedevskikh V.V., Lapshin V.V. Reshenie zadachi obljota ob#ektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora na solnechno-sinhronnykh orbitakh. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2016. T. 54. № 3. C. 242—251.