

УДК: 629.1

Маневры формирования спутниковых систем

А. Баранов, А. Баранов

Аннотация

В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН был разработан алгоритм, который в течение многих лет успешно использовался для расчета параметров маневров встречи пилотируемых и грузовых КА с орбитальной станцией [1,2]. Простота, надежность и эффективность этого алгоритма определили его выбор в качестве основного алгоритма для расчета маневров европейского ATV. Идеи, показавшие эффективность в практической работе, были использованы при разработке алгоритма расчета параметров маневров формирования спутниковых систем [3,4]. В данной работе описана возможность совершенствования алгоритма нахождения разницы в числе витков полета активного КА и точки цели, приведенного в [4], а также приведены алгоритмы численно-аналитического определения самих параметров маневров.

Ключевые слова

оптимальные маневры; задача встречи; создание спутниковых систем; большое отклонение долготы восходящего узла.

1. Постановка задачи

Задача перевода спутника в заданную точку спутниковой системы решается в самой общей постановке: начальная и конечная орбиты имеют близкие, но разные значения большой полуоси a , эксцентриситета ($e < 0.05$) и наклона i . Отклонение долготы восходящего узла (ДВУ) Ω может быть любым по величине.

Сложность данной задачи состоит в том, что надо не только определить параметры маневров (как при решении обычной задачи встречи, например, при стыковке КА с орбитальной станцией), но и найти оптимальное число витков полета точки-цели N и разницу в числе витков полета КА и точки-цели n . Оптимальный выбор этих величин, а также параметров орбиты ожидания, позволяет за счет влияния нецентральности

гравитационного поля устранить практически всю величину первоначального рассогласования ДВУ, тем самым существенно сокращая затраты суммарной характеристической скорости, необходимой для обеспечения перевода КА в заданную точку.

Вследствие большой продолжительности встречи, необходимой для устранения значительных отклонений по ДВУ, возникают проблемы со сходимостью при использовании итерационной процедуры [4,5], обеспечивающей выполнение терминальных условий с заданной точностью. Кроме того, импульсы первого интервала маневрирования не только напрямую меняют эксцентриситет орбиты (как в задаче встречи короткой и средней продолжительности), но и через изменение эволюции элементов орбиты, что также существенно усложняет задачу.

2. Определение разницы в числе витков полета

При решении задачи будем предполагать, что продолжительность встречи задана, т.е. число витков полета точки-цели N фиксировано. Точкой-цели будем называть точку на орбите спутниковой системы, в которую надо перевести резервный спутник. Предполагается, что эта точка движется как спутник, находящийся в этом месте. Задача в такой постановке интересна и важна сама по себе, кроме того, если иметь достаточно быстрое решение этой задачи, то можно просто перебрать с заданным шагом значения N в интересующем диапазоне и решить задачу для каждого N . Это позволяет выбрать значение N , обеспечивающее необходимый компромисс между продолжительностью встречи (которую желательно уменьшить) и затратами суммарной характеристической скорости, которые, как правило, растут при уменьшении продолжительности встречи. Решение о компромиссном значении N принимает оператор, решающий задачу, на основании анализа зависимости затрат суммарной характеристической скорости от величины N .

Решение задачи начинается с определения оптимального значения n - разницы в числе витков полета спутника и точки-цели, которое осуществляется с помощью итерационной процедуры, которая будет называться «внешней». Итерационная процедура [4,5], используемая для выполнения с заданной точностью терминальных условий, будет называться «внутренней».

На первом этапе определяется приближенное значение n , при условии, что корректируются только некоторые из элементов орбиты. Обозначим разницу больших полуосей, аргументов широты u , наклонений, долготы восходящего узла орбит точки-цели и КА в начале первого интервала маневрирования соответственно Δa_0 , Δu_0 , Δi_0 , $\Delta \Omega_0$. Сумму трансверсальных и боковых составляющих импульсов скорости на первом и втором

интервалах маневрирования обозначим соответственно ΔV_{zl} , ΔV_{zI} и ΔV_{zII} , ΔV_{zIII} . Предполагается, что первый интервал маневрирования это - первый виток, а второй это - последний виток полета КА.

Предполагая, что импульсы прикладываются на экваторе, можно записать следующую систему уравнений в безразмерной форме

$$2 \frac{\Delta V_{zl} + \Delta V_{zIII}}{V_0} = \frac{\Delta a_0}{a_0}, \quad (1)$$

$$-3(N+n) \frac{\Delta V_{zl}}{V_0} = -3N \frac{\Delta V_{zl} + \Delta V_{zIII}}{V_0} + \Delta u_0^* + n, \quad (2)$$

$$\frac{\Delta V_{zI} + \Delta V_{zII}}{V_0} = \Delta i_0, \quad (3)$$

$$\begin{aligned} -4(N+n)\delta\Omega \frac{\Delta V_{zl}}{V_0} - (N+n)\delta\Omega \operatorname{tg}i \frac{\Delta V_{zI}}{V_0} = \\ = -4N\delta\Omega \frac{\Delta V_{zl} + \Delta V_{zIII}}{V_0} - N\delta\Omega \operatorname{tg}i \frac{\Delta V_{zI} + \Delta V_{zII}}{V_0} + \Delta\Omega_0 - \delta\Omega n, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\delta\Omega$ - изменение ДВУ за один виток, вследствие второй зональной гармоники,

$$\Delta u_0^* = \frac{\Delta u_0}{2\pi}.$$

В системе (1)—(4) число переменных на единицу больше числа уравнений. Выбрав n в качестве независимой переменной, можно найти выражения для составляющих импульсов

$$\Delta V_{zl} = V_0 \frac{N\Delta a_0}{2(N+n)a_0} - \frac{\Delta u_0^* + n}{3(N+n)}, \quad (5)$$

$$\Delta V_{zIII} = V_0 \frac{\Delta a_0}{2a_0} - \Delta V_{zl}, \quad (6)$$

$$\Delta V_{zI} = \frac{V_0}{N+n} \left(\frac{4(\Delta u_0^* + n)\delta\Omega + 3(\delta\Omega n - \Delta\Omega_0)}{3\operatorname{tg}i} - N\Delta i_0 \right), \quad (7)$$

$$\Delta V_{zII} = V_0\Delta i_0 - \Delta V_{zI}. \quad (8)$$

Оптимальным будет значение n , доставляющее минимум функционалу

$$\Delta V = \sqrt{\Delta V_{zl}^2 + \Delta V_{zI}^2} + \sqrt{\Delta V_{zIII}^2 + \Delta V_{zII}^2}.$$

Провести одномерную оптимизацию не сложно, тем более что хорошее начальное значение n можно вычислить по формуле [1]

$$n = \frac{3\Delta\Omega}{7\delta\Omega} - \frac{4}{7}\Delta u_0^*. \quad (9)$$

После определения значения n , осуществляется интегрирование уравнений движения точки-цели и КА до точки встречи. Вычисляются отклонения элементов орбит и рассчитываются параметры маневров, обеспечивающие формирование всех элементов орбиты цели кроме ДВУ.

При определении параметров маневров предполагается, что сохраняется распределение коррекции наклона между интервалами маневрирования (сохраняется наклонение орбиты ожидания, вычисленное при определении оптимального n). Выполняется несколько итераций внутренней итерационной процедуры, чтобы отклонения корректируемых элементов стали достаточно малы. После этого анализируется величина оставшегося отклонения долготы восходящего узла $\Delta\Omega_1$. Если $|\Delta\Omega_1| > |\delta\Omega^*|$, где $\delta\Omega^* = \Delta\Omega_0/n$, то точность модели, используемой при определении n , недостаточна, надо изменить $\Delta\Omega$ на величину $\Delta\Omega_1$ ($\Delta\Omega = \Delta\Omega_0 + \Delta\Omega_1$) и выполнить следующую итерацию внешней итерационной процедуры (уточнить значение n).

3. Изменение большой полуоси орбиты и вектора эксцентриситета

Когда значение n определено, можно перейти к определению параметров маневров, обеспечивающих выход на орбиту цели. Как и для задачи встречи средней продолжительности [1,6], решение будет искажаться в виде комбинации решений двух задач перехода, однако потребуются учесть особенности связанные с влиянием нецентральности гравитационного поля.

На рисунке 1 изображены вектор эксцентриситета орбиты точки-цели в момент встречи – вектор OK , вектор эксцентриситета орбиты активного КА в начальный момент встречи - OA' и в конечный момент - OA . Оптимальное направление коррекции эксцентриситета задается вектором AK .

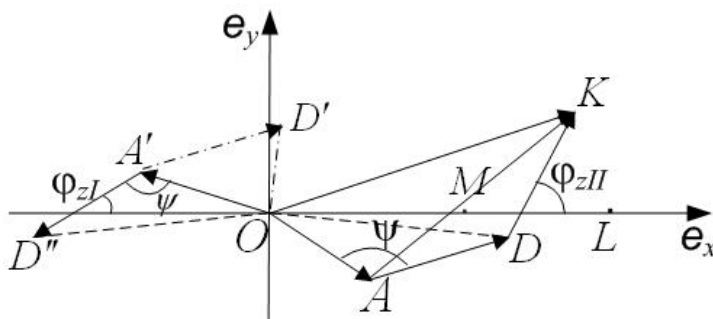


Рис.1. Изменение вектора эксцентриситета

Предположим, что точка встречи задана на экваторе, и что корректируется только наклонение i , а Ω не корректируется, такой вариант используется, например, на первых итерациях внешней итерационной процедуры. В этом случае оптимальное направление коррекции плоскости орбиты совпадает с направлением оси e_x . Пусть величине необходимого изменения наклонения соответствует вектор OL .

Вычисляются изменения большой полуоси Δa_I , Δa_{II} трансверсальными составляющими импульсов скорости первого и второго интервалов маневрирования

$$\Delta a_I = 2a_0 \frac{\Delta V_{II}}{V_0}, \quad (10)$$

$$\Delta a_{II} = 2a_0 \frac{\Delta V_{II}}{V_0}. \quad (11)$$

Задавшись положением т. M на отрезке OL и положением т. D на плоскости e_x, e_y , и, тем самым, распределив коррекцию наклонения и вектора эксцентриситета между интервалами маневрирования, получаем две задачи перехода. Решив эти задачи, можно найти оптимальные значения ΔV переходов ΔV_{Ifl} и ΔV_{IfII} , а, следовательно, найти ΔV встречи $\Delta V = \Delta V_{Ifl} + \Delta V_{IfII}$. Варьируя положение точек M и D можно найти оптимальное решение задачи встречи.

При определении ΔV_{IfII} для второго интервала маневрирования нет необходимости учитывать влияние нецентральности гравитационного поля. Изменение большой полуоси определяется с помощью формулы (11). Изменение вектора эксцентриситета задается вектором DK , изменение плоскости орбиты вектором ML . Известен угол между этими векторами φ_{zII} . Задача перехода (нахождения ΔV_{IfII}) сформулирована, и для её решения можно воспользоваться одним из методов, описанных в [6,7].

При определении ΔV_{Ifl} для первого интервала маневрирования учет нецентральности гравитационного поля необходим. Если изменить вектор эксцентриситета орбиты активного КА, который он имел в начальный момент времени (вектор OA'), на казалось бы необходимый вектор AD , то получим вектор OD' , который, как легко видно, по величине существенно отличается от нужного вектора OD . Чтобы получить необходимый вектор, надо от OA' отложить отрезок AD под тем же углом ψ , который вектор AD , составляет с вектором OA . Тогда получим нужный вектор OD' , который после эволюции займет необходимое положение OD . Орбита ожидания, сформированная импульсами скорости первого интервала маневрирования, должна иметь вектор эксцентриситета OD непосредственно перед вторым интервалом маневрирования. Как видим, величина изменения эксцентриситета сохраняется,

но направление существенно меняется. Меняется и угол между оптимальным направлением коррекции вектора эксцентриситета и оптимальным направлением коррекции плоскости орбиты. Угол φ_{zI} отличается от угла φ_{zII} (рис. 1). Отличие углов φ_{zI} и φ_{zII} объясняет, почему оптимальное положение точки D приходится искать не на отрезке AK , как при решении задачи встречи малой и средней продолжительности, а в его окрестности. После определения положения т. D'' , задача перехода для первого интервала маневрирования определена: перейти из т. A' в т. D'' , при угле φ_{zI} между оптимальным направлением изменения плоскости орбиты и необходимым изменением вектора эксцентриситета.

4. Поворот плоскости орбиты

При коррекции одновременно наклона и ДВУ оптимальное направление коррекции плоскости орбиты тоже может быть разным для разных интервалов. На рисунке 2-а разница в наклоне орбит Δi_0 , которую необходимо скорректировать, отложена по оси абсцисс, а разница в ДВУ $\Delta \Omega_r$, остающаяся после коррекции элементов в плоскости орбиты, отложена по оси ординат.

Пусть при определении оптимального значения n было установлено, что величина изменения наклона импульсами скорости первого интервала маневрирования должна быть Δi_n , а импульсами скорости второго интервала маневрирования $\Delta i_0 - \Delta i_n$. Такое распределение коррекции наклона должно привести к изменению ДВУ в точке встречи на величину $\Delta \Omega_n$.

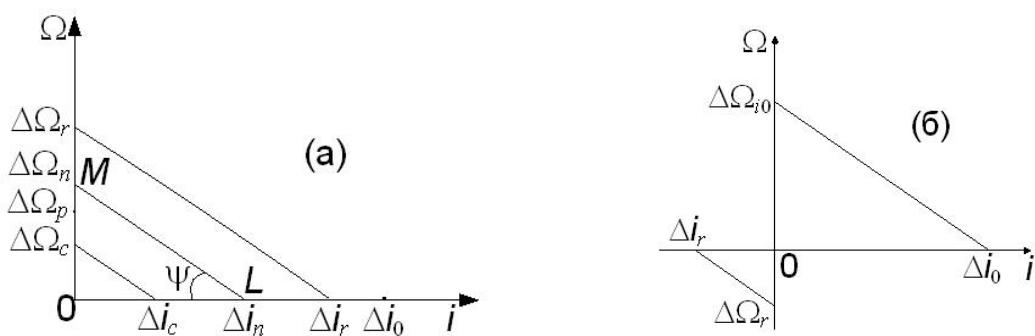


Рис.2. Изменение наклона и долготы восходящего узла.

Геометрически изобразили влияние изменения наклона на изменение ДВУ отрезком LM (рис. 2-а). Угол, который составляет отрезок LM с осью абсцисс, зависит от $N+n$ и от $\delta \Omega_t g i$. Отклонение ДВУ, которое остается после коррекции вектора эксцентриситета, большой полуоси и положения вдоль орбиты - $\Delta \Omega_r$. Устранить отклонение

$\Delta\Omega_r - \Delta\Omega_n$, остающееся после коррекции наклонения на первом интервале маневрирования Δi_n , можно, например, если боковые составляющие импульсов скорости первого интервала маневрирования изменят наклонение не на Δi_n , а на Δi_r . Это метод коррекции ДВУ с помощью наклонения.

Более универсальным и оптимальным является комбинированный метод, когда ДВУ корректируется и с помощью изменения наклонения и непосредственно. Предположим, что импульсы скорости первого интервала маневрирования изменяют наклонение на Δi_c , второго на $\Delta i_0 - \Delta i_c$. Изменение наклонения на Δi_c приведет к тому, что ДВУ изменится на $\Delta\Omega_c$. Останется отклонение $\Delta\Omega_r - \Delta\Omega_c$, т.к. Δi_c не совпадает с Δi_r . Коррекция отклонения $\Delta\Omega_r - \Delta\Omega_c$ производится непосредственно и её оптимально распределить между интервалами маневрирования. Например, на первом интервале маневрирования одновременно с коррекцией Δi_c скорректировать $\Delta\Omega_p - \Delta\Omega_c$ (рис. 2-а), а на втором интервале маневрирования одновременно с коррекцией $\Delta i_0 - \Delta i_c$ скорректировать $\Delta\Omega_r - \Delta\Omega_p$. Очевидно, что в этом случае оптимальные точки поворота плоскости орбиты сдвинутся от экватора и будут разными для первого и второго интервалов маневрирования. Изменяя Δi_c , и для каждого Δi_c изменяя $\Delta\Omega_p$, получаем различные варианты изменения плоскости орбиты на первом и втором интервалах маневрирования. Поскольку оптимальные направления коррекции вектора эксцентриситета также различны на первом и втором интервалах маневрирования, то появляется возможность на каждом из интервалов сблизить оптимальные направления коррекции бока и вектора эксцентриситета и уменьшить соответственно суммарную характеристическую скорость переходов ΔV_{irI} и ΔV_{irII} .

Необходимо обратить внимание, что иногда, для уменьшения отклонения по ДВУ, на первом интервале маневрирования приходится не уменьшать, а увеличивать отклонение по i (рис. 2-б). Это происходит, когда $\Delta\Omega_r$ и $\Delta\Omega_{i0}$ имеют разные знаки, где $\Delta\Omega_{i0}$ соответствует изменению ДВУ при изменении наклонения импульсами скорости первого интервала маневрирования на величину Δi_0 . В этом случае для нахождения оптимального значения Δi_c приходится перебирать точки отрезка $[\Delta i_r, \Delta i_0]$, а не точки отрезка $[0, \Delta i_0]$.

5. Примеры применения алгоритма

Алгоритм расчета параметров маневров встречи большой продолжительности был реализован в виде комплекса программ (к/п), получившего название "GAMA". Прогноз движения КА в комплексе осуществляется на основе полуаналитической теории "THEONA" [8]. Сочетание двух численно-аналитических методик (обычно и для прогноза и для

определение параметров маневров используются численные методы) позволяет всего за несколько десятков секунд получить решение наиболее сложных задач с продолжительностью встречи несколько тысяч витков, в том числе провести исследование зависимости ΔV от продолжительности встречи. При создании комплекса "GAMA" пришлось преодолеть значительные трудности, связанные в первую очередь с плохой сходимостью при большой продолжительности встречи итерационных процедур, обеспечивающих выполнение терминальных условий. Для демонстрации возможностей к/п "GAMA" и, положенного в его основу алгоритма, рассмотрена задача встречи на орбите Марса.

В проекте "Mars sample return mission" [9] возвращаемый аппарат должен был последовательно захватить на орбите Марса две капсулы с грунтом, соответственно решались две задачи встречи. В первой задаче отклонение ДВУ составляло 182° , аппараты в начальный момент двигались практически навстречу друг другу, во второй задаче отклонение ДВУ составляло 80° . Проект не был реализован, но эти две задачи интересны тем, что являются достаточно сложными задачами данного класса, а их постановка и результат решения приведены в работе [9]. Это позволяет сравнить результаты, полученные при помощи различных методик. Эта возможность уже была использована в работе [10], в которой также приведено решение первой из задач, рассмотренных в [9]. Результаты, полученные в [9,10] и результаты, полученные с помощью к/п "GAMA", приведены в таблице 1. С целью экономии места приводятся результаты решения только первой задачи, для второй задачи соотношение затрат суммарной характеристической скорости примерно такое же.

В работе [9] решение задач искалось с помощью традиционной для NASA методики, с отдельной коррекцией ориентации плоскости орбиты и остальных элементов (третья строка таблицы). Решения такого типа будем называть – «простые» решения. Аналогичное «простое» решение, полученное с помощью комплекса "GAMA", приведено во второй строке таблицы. Для решения задачи потребовалось 6 импульсов. У четырех внутренних импульсов скорости используются только трансверсальные составляющие, два крайних импульса используются для изменения ориентации плоскости орбиты. Они корректируют только наклонение (оба прикладываются на экваторе), но за счет подбора их величин полностью устраняется и отклонение по ДВУ. Четыре трансверсальных импульса полностью решают задачу встречи на компланарных орбитах [11]. Можно было бы обойтись и тремя трансверсальными импульсами, но четырехимпульсное решение более универсальное, т.к. не надо анализировать, на каком из интервалов прикладывать два импульса. Кроме того,

используя четыре импульса скорости, можно получить решение менее чувствительное к ошибкам реализации импульсов скорости и знания параметров орбит.

Оптимальное по затратам ΔV решение можно получить, если у каждого импульса скорости допускается использование всех его составляющих. Такое решение, полученное с помощью к/п "GAMA" приведено в первой строке. В работе [10] при помощи численного метода получено близкое по характеристикам решение (четвертая строка). Затраты немного меньше, но продолжительность больше. Если ещё увеличить продолжительность встречи, то можно уменьшить затраты суммарной характеристической скорости. Такое решение, полученное с помощью к/п "GAMA" приведено в пятой строке. На каждом из интервалов маневрирования для определения параметров маневров оптимальных переходов использовался универсальный метод [6] (у импульсов скорости отсутствуют радиальные составляющие), который давал практически те же затраты суммарной характеристической скорости (только на сотые доли процента больше) что и оптимальное решение [7], но обеспечивал более быструю сходимость итерационных процедур.

Затраты суммарной характеристической скорости растут с уменьшением продолжительности встречи. Высокое быстродействие к/п "GAMA" позволяет найти компромиссные значения величин этих параметров. В комплексе существует возможность перебора N -числа витков полета КА цели. Для каждого значения N решается задача, и находятся ΔV и другие параметры маневров. Результаты такого расчета представлены в таблице 2, в последних двух столбцах таблицы приводятся затраты для коррекции в плоскости орбиты ΔV_{inpln} и на поворот плоскости орбиты ΔV_{outpln} . Общее время решения будет существенно меньше, чем, если решать последовательность задач при фиксированных N , т.к. каждый раз используется информация с предыдущего решения. Анализ результатов, приведенных в Таблице 2, показывает, что в работе [9] действительно выбрана оптимальная продолжительность встречи. Именно на интервале от 1350 до 1400 витков полета КА-цели существенно уменьшается зависимость суммарной характеристической скорости от продолжительности встречи. Увеличивать далее продолжительность встречи уже не столь эффективно, а при меньшей продолжительности затраты суммарной характеристической скорости заметно возрастают.

В таблице 3 для спутниковой системы «Globalstar» приведена зависимость от числа витков полета точки-цели суммарной характеристической скорости, требуемой для перевода спутника в соседнюю рабочую плоскость. Высота орбит 1414км, наклонение $i=52^\circ$, угол между соседними плоскостями $\Delta\Omega=45^\circ$.

Алгоритм может быть использован и для расчета маневров формирования спутниковых групп, например, типа Aqua Train.

Таблица 1

| | Число ман-в | ΔV (м/с) | % | T(дни) |
|------------------------------|-------------|------------------|---------------|--------|
| GAMA(оптимим T) | 4 | 202.39 | 100 | 123.1 |
| GAMAе) | 6 | 233.68 | 115.5 | 123.1 |
| NASA (простое) | 10 | 320.8 | 158.5 (137.3) | 123.9 |
| UT&JetPL (оптим ΔV) | 3 | 199.52 | 98.6 | 133.04 |
| GAMA (оптим ΔV) | 4 | 194.6 | 96.1 | 144.7 |

Таблица 2

| N | T (дни) | ΔV (м/с) | ΔV_{inpln} | ΔV_{outpln} |
|------|-----------|------------------|--------------------|---------------------|
| 1050 | 92.9 | 293.40 | 284.35 | 51.11 |
| 1100 | 97.3 | 275.40 | 266.82 | 51.52 |
| 1150 | 101.7 | 259.69 | 251.39 | 54.81 |
| 1200 | 106.1 | 245.23 | 235.24 | 55.75 |
| 1250 | 110.5 | 231.92 | 221.97 | 56.34 |
| 1300 | 114.9 | 219.46 | 210.91 | 53.97 |
| 1350 | 119.4 | 208.59 | 196.96 | 55.30 |
| 1400 | 123.8 | 206.87 | 187.01 | 51.38 |
| 1450 | 128.2 | 205.66 | 183.11 | 60.76 |

Таблица 3

| N | $T(\text{дни})$ | $\Delta V(\text{м/с})$ | ΔV_{inpln} | ΔV_{outpln} |
|------|-----------------|------------------------|--------------------|---------------------|
| 800 | 63.2 | 534.06 | 517.97 | 114.12 |
| 1000 | 79 | 425.86 | 395.79 | 147.78 |
| 1200 | 94.8 | 342.34 | 337.59 | 56.68 |
| 1400 | 110.6 | 290.17 | 285.17 | 53.41 |
| 1600 | 126.4 | 252.63 | 249.33 | 40.61 |
| 1800 | 142.2 | 223.76 | 218.81 | 46.42 |
| 2000 | 158 | 201.21 | 199.46 | 25.78 |
| 2200 | 173.8 | 182.32 | 179.21 | 33.06 |
| 2400 | 189.6 | 166.99 | 164.41 | 28.64 |
| 2600 | 205.4 | 154.13 | 151.93 | 25.41 |

Библиографический список

1. Баранов А.А., «Алгоритм расчета параметров многовитковых маневров дальнего наведения», *Космические исследования*, 1990, Т.28, Вып. 1, с. 69-76.
2. Баранов А.А., «Методика расчета параметров маневров встречи КА с орбитальной станцией», *препринт Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН*, 2008, №6, 32 с.
3. Баранов А.А. «Оптимальные переходы между орбитами, имеющими значительные отклонения долготы восходящего узла», *Труды XXV Научных чтений по космонавтике*. М., Война и мир, 2001, с. 113.
4. Labourdette P. & Baranov A., «A software for rendezvous between near-circular orbits with large initial ascending node difference», *Proceedings of the 17 International Symposium on Space Flight Dynamics*, pp. 130-142, 16-20 June 2003, Moscow, RF
5. Бажинов И.К., Гаврилов В.П. и др. «Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют – 6» - «Союз» - «Прогресс»», М.: Наука, 1985, 375 с.
6. Баранов А.А. «Численно-аналитическое определение параметров многовитковой встречи КА на близких околокруговых орбитах», *Космические исследования*, 2008, т.46, № 5, с. 430-439.

7. Edelbaum T.N. «Minimum Impulse Transfer in the Vicinity of a Circular Orbit», *JAS*, 1967, v. XIV, № 2, pp. 66-73.
8. Akim E.L., Golikov A.R., «Numeric Analytical Satellite Theory», *Proceedings of the International Symposium on Space Flight Dynamics*, Greenbelt, MA, USA, AAS 93-315, April, 1993.
9. L.A.D'Amario & al. «Mars Orbit Rendez-vous Strategy for the Mars 2003/2005 Sample Return Mission», *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Paper AAS 99-306, 16-19 August 1999, Girwood, Alaska
10. C.Ocampo, J.Guinn, J.Breeden, «Rendezvous options and dynamics for the Mars sample return mission», *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Paper AAS 01-415, 2001.
11. Баранов А.А. «О геометрическом решении задачи встречи на близких почти круговых компланарных орбитах», *Космические исследования*, 1989, Т.27, Вып. 6, с. 808-816.

Сведения об авторах

Баранов Андрей Анатольевич, Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша, Российская Академия наук, ведущий научный сотрудник.

Россия, 125047, Москва, Миусская пл., 4
+7 495 250-78-62, baranov@kiam1.rssi.ru

Баранов Анатолий Андреевич, Московский государственный технический университет им. Н.Е. Баумана, аспирант кафедры СМ-3 «Баллистика и аэродинамика», факультет «Специальное машиностроение».

Россия, Москва, Рубцовская набережная, д.2/18
+7 499 242-11-88
tol1c@yandex.ru