Управление взаимным маневром космического аппарата, базирующегося на орбитальном носителе

Control of mutual maneuvering of the spacecraft based on the orbital carrier

Гончаревский / Goncharevsky V.
Вилен Степанович
(vka@mail.ru)
доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки и техники РФ.
ФГБВОУ ВО «Военно-космическая академия
имени А.Ф. Можайского» МО РФ,
почетный профессор.
г. Санкт-Петербург

Ключевые слова: взаимный маневр – mutual maneuver; относительное движение – relative motion; программа управления – control program.

В статье обсуждаются задачи, которые могут быть решены с помощью активного космического аппарата, базирующегося на орбитальном носителе. Анализируются виды взаимного маневра, которые должен выполнять этот аппарат в подобных ситуациях. Рассмотрен процесс управления активным аппаратом при решении одной из таких задач, а именно при выполнении операции опознавания или инспекции космических объектов. Получены соотношения, позволяющие определить полное время осуществления этой операции в зависимости от дальности действия бортового координатора системы управления. Сформулированы алгоритмы программ управления отдельными видами взаимного маневра и получены соотношения, позволяющие определить энергозатраты на их выполнение. Даны рекомендации по выбору значений отдельных параметров программ управления, обеспечивающих уменьшение этих затрат.

The article lists the tasks that can be solved with the help of an active spacecraft based on an orbital carrier. The types of mutual maneuver that this device should perform in such situations are analyzed. The process of control of the active apparatus in solving one of these tasks, namely the operation of identification or inspection of space objects. The relations allowing to determine the full time of this operation depending on the range of the on-Board coordinator of the control system are obtained. Algorithms for certain types of mutual maneuver are formulated and relations are obtained that allow determining the energy consumption for their implementation. Recommendations on the choice of values of separate parameters of the control programs providing reduction of these expenses are given.

Для решения целого ряда задач, связанных с дальнейшим освоением и практическим использованием космического пространства, может потребоваться управляемое перемещение космических аппаратов различного назначения, базирующихся на орбитальном носителе. Роль такого носителя могут играть либо долговременные орбитальные станции многоцелевого назначения, либо другие космические объекты, входящие в постоянно действующие системы. В свою очередь космические аппараты (КА), базирующиеся на этих носителях, могут быть использованы для выполнения специальных операций, таких как: опознавание космических объектов неизвестного назначения, инспекция в целях оценки состояния и определения наличия повреждений, проведение ремонтно-восстановительных и профилактических работ на космических аппаратах, входящих в различные системы; перемещение или уничтожение неиспользуемых или выполнивших свои задачи аппаратов и других космических объектов, спасение экипажей пилотируемых космических кораблей в аварийных ситуациях и др. Эти аппараты могут также играть роль устройств передвижения космонавтов (УПК) или межорбитальных буксиров для перемещения в космосе различных грузов.

Необходимым условием решения перечисленных задач космическим аппаратом, базирующимся на орбитальном носителе, является возможность выполнения им различных видов и разновидностей взаимного маневра [1–12].

Под взаимным маневром (ВМ) космических аппаратов понимается такое управляемое перемещение одного КА относительно другого, в процессе которого расстояние между аппаратами остается значительно меньшим расстояния до центра планеты и в результате которого создаются конечные условия, требуемые для решения той или иной поставленной задачи. Таким

3 2020.indd 182 11.09.2020 17:02:07

образом, основное назначение ВМ состоит в том, чтобы в процессе его осуществления вектор $\vec{q}(t)$ относительного состояния центров масс КА изменялся вполне определенным образом и принимал в момент окончания ВМ вполне определенное заданное значение. Вектор $\vec{q}(t) = [\vec{R}(t), \vec{V}(t)]$, определяемый тремя компонентами вектора относительного положения $\vec{R}(t)$ и тремя компонентами вектора относительной скорости $\vec{V}(t)$, полностью описывает в любой момент времени t относительное положение и относительные скорости центров масс КА, участвующих в ВМ. Обычно при решении большинства практических задач ВМ совершает один из КА, остальные же аппараты не изменяют в это время траекторию центра масс. Поэтому в дальнейшем первый из них называется активным аппаратом (АА), а остальные – пассивными аппаратами (ПА).

В зависимости от того, каким образом изменяются векторы $\vec{R}$ и $\vec{V}$ в процессе ВМ и какие значения они должны принять в момент его окончания, можно выделить несколько его видов:

1. *Сближение*. Отличительной особенностью этого ВМ в том случае, когда начало относительной системы координат (ОСК) $r_1r_2r_3$, в которой рассматривается движение, совпадает с центром масс ПА, является уменьшение относительной дальности R, то есть выполнение условия

$$\frac{dR}{dt} = \dot{R} \le 0$$

($\dot{R}$ – относительная радиальная скорость) в течение времени $T = t_k - t_0$, где t_k и t_0 – моменты его окончания и начала, а T – время его выполнения. В свою очередь, в зависимости от того, какие конечные условия требуются в момент t_k, можно выделить несколько разновидностей сближения:

– сближение с мягким контактом. В этом случае все компоненты вектора относительного состояния должны обратиться в момент t_k в нуль, то есть должно выполняться условие $\vec{q}(t_k) = \vec{q}_k = 0$ $[\vec{R}(t_k) = \vec{R}_k = 0, \vec{V}(t_k) = \vec{V}_k = 0]$. Такая разновидность сближения обычно используется при решении задачи стыковки, необходимой при осуществлении сборки орбитальных станций и орбитальных комплексов, доставки грузов на КА и орбитальные станции, периодические смены экипажей пилотируемых КА и др.;

– сближение с жестким контактом. При выполнении этой разновидности в момент t_k должны принять нулевое значение только составляющие вектора относительного положения, составляющие же вектора относительной скорости в этот момент могут быть произвольной величины, то есть должно выполняться условие $\vec{R}_k = 0, \vec{V}_k \ne 0$ $(V_k = \dot{R} < 0)$. Такой ВМ может понадобиться, например для уничтожения КА, выполнивших свои задачи, а также других космических объектов, которые могут помешать выполнению тех или иных работ в космосе;

– сближение с пролетом. Здесь в момент окончания ВМ вектор относительного положения должен принять некоторое, обычно достаточно малое, заданное значение, составляющие же вектора относительной скорости в этот момент могут иметь произвольную величину, то есть должно выполняться условие: $\vec{R}_k = \vec{R}_{k3}, \vec{V}_k \ne 0$. С данной разновидностью сближения можно встретиться, например, при осуществлении опознавания и инспекции космических объектов неизвестного назначения.

2. *Удаление*. Для этого ВМ характерно выполнение условия $\dot{R} \ge 0$, причем начальный вектор относительного состояния $\vec{q}(t_0) = \vec{q}_0 = 0$. Разновидности удаления аналогичны разновидностям сближения, разница состоит только в том, что конечные условия, свойственные той или иной из них, должны выполняться не в начале ОСК, а в некоторой вынесенной точке космического пространства (например, в точке расположения третьего аппарата – ПА – цели), характеризуемой значениями $\vec{q}_k = \vec{q}_u$, где $\vec{q}_u$ – вектор состояния центра масс ПА – цели.

Основное применение ВМ удаления – управление относительным движением КА, базирующих на орбитальных станциях или на многоразовых транспортных космических кораблях. К таким КА можно отнести межорбитальные космические буксиры, КА технического обслуживания, аварийно-спасательные КА, устройства передвижения космонавтов в открытом космосе и др.

3. *Групповой полет (ГП)*. Это один из видов управляемого относительного движения двух или более космических аппаратов, в процессе которого на составляющие вектора относительного состояния центров масс накладываются определенные ограничения. Характерная особенность этого ВМ – обеспечение в процессе его выполнения условия $R_{\min} \le R \le R_{\max}$. В зависимости от того, каким образом изменяются вектора $\vec{R}$ и $\vec{V}$ при осуществлении ГП, здесь также можно выделить ряд его разновидностей. Основными из них являются:

– зависание. Здесь $\vec{q} = \vec{q}_0$ в течение всего времени T, причем $\vec{R} = \vec{R}_0$, а $\vec{V} = 0$. Таким образом, при выполнении этой разновидности обеспечивается неизменность относительного положения КА, то есть АА как бы зависает относительно ПА на некотором расстоянии, определяемом константой R_0. Необходимость такого положения может возникнуть при решении задач опознавания и инспекции космических объектов неизвестного назначения, проведения ремонтных работ, спасения экипажей пилотируемых КА в аварийных ситуациях и т.д.;

– облет. В процессе выполнения данной разновидности вектор $\vec{R}$ поворачивается в пространстве на заданный угол, то есть АА совершает облет ПА. В случае полного облета с возвращением в исходную точку $\vec{R}_k = \vec{R}_0$, а при полном облете на постоянной дальности $R = R_0$ и $\dot{R}_0 = 0$ в течение всего ВМ. Эта разновидность может потребоваться при осуществлении стыковки с орбитальными станциями, оборудованными несколькими

3 2020.indd 183 11.09.2020 17:02:07

стыковочными узлами, при ремонте, при спасении экипажей КА и др.;

– барражирование. Здесь АА в процессе ГП совершает многократное перемещение в пределах некоторой зоны с заданными линейными или угловыми размерами, т.е. $R_{\min} \le R \le R_{\max}, \alpha_{\min} \le \alpha \le \alpha_{\max}, \beta_{\min} \le \beta \le \beta_{\max}$, где α и β – угловые компоненты вектора $\vec{R}$. Если эти перемещения производятся между двумя заданными точками фазового пространства, то $\vec{q}_0 = \vec{q}_{03}$ $\vec{q}_k = \vec{q}_{k3}$, если же около одной опорной точки, то $\vec{q}_0 = \vec{q}_k$. Необходимость барражирования может возникнуть при решении таких же задач, как и в случае зависания.

Следует отметить, что все рассмотренные виды и разновидности ВМ в зависимости от содержания и условий космической операции могут выполняться активным КА как по отдельности, так и в определенной совокупности и последовательности. Например, для осуществления стыковки с орбитальной станцией, оборудованной несколькими стыковочными узлами и при отсутствии на ней встречной ориентации, транспортный корабль снабжения, выполняющий роль АА, должен сначала сблизиться со станцией, затем зависнуть около нее, далее совершить облет для выхода на направление оси заданного стыковочного узла, снова зависнуть и затем осуществить причаливание и стыковку.

Другим примером, заслуживающим более подробного рассмотрения, может служить операция опознавания или инспекции космических объектов с помощью АА, базирующегося на многоцелевой орбитальной станции (ОС). Программы управления таким КА и энергозатраты (ЭЗ), необходимые для выполнения опознавания или инспектирования, будут определяться рядом факторов. Основными из них являются способ наведения, методы управления, тип орбит базы и цели, время, требуемое для осуществления операции, дальность действия системы управления АА

Для выполнения операции опознавания или инспектирования АА стартует с борта ОС, сближается с целью и совершает групповой полет с ней в течение времени $T_И$, необходимом для решения поставленной задачи, а затем совершает маневр возвращения на ОС. Таким образом, здесь активным КА является КА-инспектор, ОС играет роль ПА-базы, инспектируемый КА роль ПА-цели, а вся операция включает в себя три основных вида ВМ: удаление, групповой полет и сближение. Полное время выполнения операции T_Σ, а также продолжительность отдельных маневров, моменты их начала и окончания будут зависеть от используемого способа наведения. На рис. 1 представлены схемы опознавания или инспектирования при использовании способа самонаведения АА на базу и цель, а на рис. 2 – способа наведения по радиолучу. Схемы изображены для случая, когда цель находится на компланарной, близкой к круговой орбите. Отрезки АВ, DC и CD представляют собой участки траектории относительного движения (ОД) цели соответственно на этапах удаления, группового полета и сближения, а отрезки ОВ и СО – участки траектории ОД АА соответственно на этапах удаления и сближения. На рис. 1 штриховые линии соответствуют самонаведению АА по методам управления без ограничений на вид траектории ОД, а сплошные линии – самонаведению при использовании методов управления по линии визирования (ЛВ).

Как видно из схем, полное время T_Σ будет ограничиваться временем нахождения цели в зоне действия координатора бортовой системы управления АА. Для увеличения времени группового полета $T_И$ при заданной максимальной дальности действия координатора R_m маневр удаления в обоих случаях должен начинаться сразу же после входа цели в зону R_m, а маневр сближения – в момент выхода цели из этой зоны (в случае самонаведения) или в момент, предшествующий моменту выхода на время, необходимое для возвращения АА на базу (в случае наведения по радиолучу).

В работах [6, 11] показано, что если орбиты аппаратов компланарны и близки к круговым, а угол рассогласования их орбитального движения по фазе мал, то при входе цели в зону R_m вектор начальной скорости цели

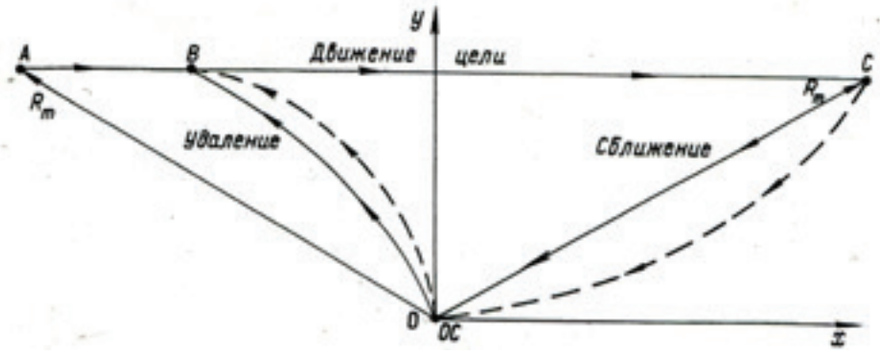

Рис. 1

3 2020.indd 184 11.09.2020 17:02:08

в орбитальной ОСК xy определяется соотношениями

$$\widetilde{\dot{x}_0}=1,5 \quad ,\widetilde{\dot{y}} = 0.$$

Здесь и в дальнейшем индекс «~» означает нормирование по величине разности высот орбит y_0.

Тогда из рис. 1 , 2 следует, что полное время операции T_Σ при орбитах цели и базы, близких к круговым, определяется соотношением

$$T_\Sigma = 4\sqrt{(\widetilde{R_m^2}-1)/3}. \qquad (1)$$

Зависимость T_Σ от $\widetilde{R}_m$ представлена на рис. 3. Определив время T_Σ и задавшись временем группового полета $T_И$, можно найти время маневра удаления T_y, которое для случая самонаведения равно $4(1-k_1)\sqrt{(R_m{}^2-1)/3}$, где $k_1=T_И/T_\Sigma$ – коэффициент распределения времени между удалением и групповым полетом. Зная время T_y и момент начала маневра удаления, можно перейти к описанию процесса управления этим маневром и оценке энергетических затрат (ЭЗ) на его выполнение. Они будут зависеть от применяемого метода управления. При использовании метода свободных траекторий (МСТ) решение задачи производится в следующей последовательности:

– измеряются компоненты вектора состояния цели

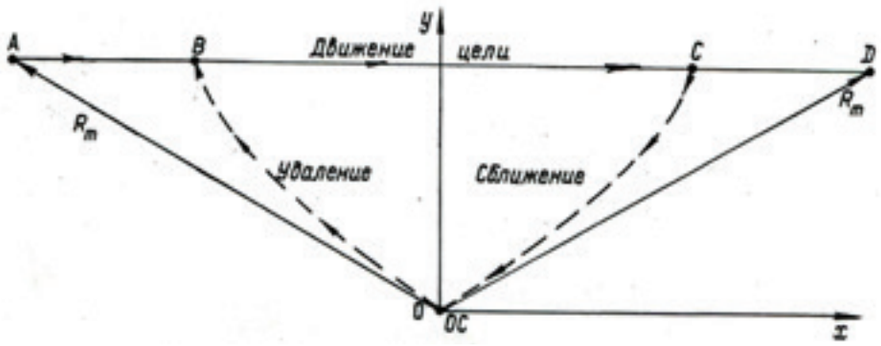

Рис. 2

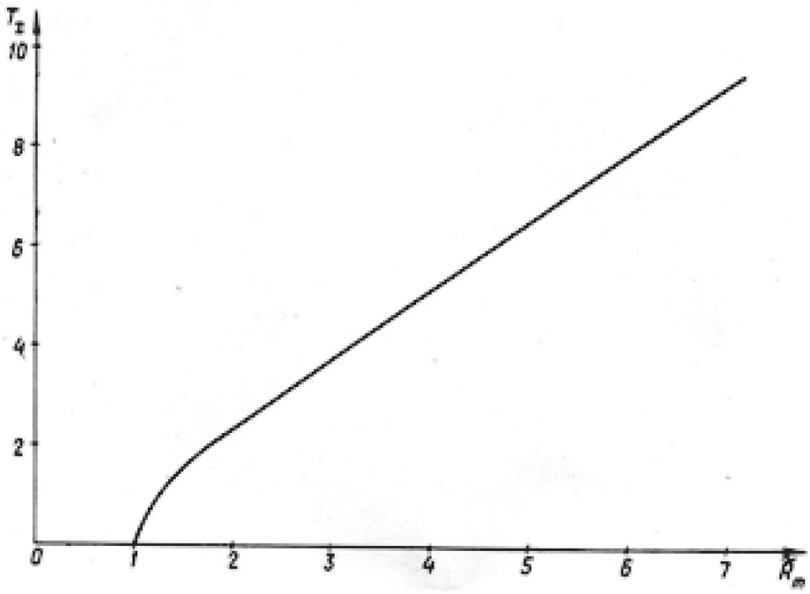

Рис. 3

3 2020.indd 185 11.09.2020 17:02:08

$\vec{q}_{ц0}$ в ОСК, связанной с ПА-базой, в момент входа цели $\tau_0=0$ в зону действия координатора системы управления

$$\vec{q}_{ц0}=\left|\begin{matrix}\overrightarrow{R_{ц0}}\\ \overrightarrow{V_{ц0}}\end{matrix}\right|;$$

где $(\overrightarrow{R_{ц0}})$ и $(\overrightarrow{V_{ц0}})$ – вектор относительного положения и вектор относительной скорости;

– задается время маневра удаления T_y,

– определяется значение вектора состояния цели $(\overrightarrow{q_{ц1}})=\phi(T_ц, 0)\,\vec{q}_{ц0}$ в момент $\tau=T_y$,

где $\Phi=\left|\begin{matrix}\Phi_{11} & \Phi_{12}\\ \Phi_{21} & \Phi_{22}\end{matrix}\right|$ – матрицант решений однородной системы дифференциальных уравнений, соответствующих используемой линейной динамической модели ОД;

– рассчитывается и исполняется первый программный импульс управления $\Delta\overrightarrow{V_0}$. При этом учитывается, что вектор состояния АА $\overrightarrow{q_{и0}}=0$, и предполагается, что последующий групповой полет происходит при дальности между целью и АА, близкой к нулю, т.е. $\overrightarrow{R_и}(T_у)\approx\overrightarrow{R_ц}(T_у)$. Тогда, согласно алгоритмам МСТ [2–4]

$$\Delta\overrightarrow{V_0}=\overrightarrow{V_{ц0}}+\Phi_{12}^{-1}(T_у,0)\Phi_{11}(T_у,0)\,\overrightarrow{R_{ц0}}; \qquad (2)$$

– при выходе АА в зону группового полета рассчитывается и исполняется второй программный импульс управления. Согласно этим же алгоритмам он имеет значение

$$\Delta\overrightarrow{V_2}=\{\Phi_{21}(T_у,0)-\Phi_{22}(T_у,0)\Phi_{12}^{-1}(T_у,0)\Phi_{11}(T_у,0)\}\overrightarrow{R_{ц0}}; \qquad (3)$$

– затем в течение времени $T_И$ осуществляется дискретное управление групповым полетом (зависанием, облетом или барражированием) при использовании для расчета управляющих воздействий и необходимых энергетических затрат $V_{ргп}$ алгоритмов программного управления, полученных в работах [4, 5].

ЭЗ на удаление можно найти по соотношению $V_{руд}=\Delta V_0+\Delta V_2$, где величина программных импульсов управления ΔV_0 и ΔV_2 определяется алгоритмами (2–3).

Из этого соотношения видно, что ЭЗ будут зависеть при заданном R_m от времени T_y, которое в свою очередь будет определяться требуемым временем группового полета $T_И$. Зависимость величины $V_{руд}$ от коэффициента k_1 при различных R_m приведена на рис. 4.

Его анализ позволяет дать рекомендации по выбору k_1 и R_m исходя из обеспечения минимума ЭЗ на удаление.

При $R_m<2$ минимальные ЭЗ могут быть получены только при малых значениях k_1, то есть при малом $T_И$. Увеличение R_m выше указанных пределов позволяет, во-первых, снизить ЭЗ, а, во-вторых, увеличить $T_И$ без существенного увеличения этих затрат. Так, при $R_m=4$ сравнительно небольшие ЭЗ могут быть получены вплоть до $k_1=(0.5–0.7)$.

Процесс управления маневром сближения АА с базой после завершения операции опознавания или инспектирования выполняется в следующей последовательности:

– рассчитывается и исполняется в момент времени $\tau=T_y+T_И$ третий программный импульс управления $\Delta\overrightarrow{V_3}$. При этом учитывается, что $T_y+T_И=T_1=T_\Sigma-T_c$, где T_c – время сближения АА с базой. Тогда согласно алгоритмам МСТ

$$\Delta\overrightarrow{V_3}=-\{\Phi_{12}^{-1}((T_c,0)\Phi_{11}(T_c,0)\,\Phi_{11}(T_1,0)+ + \Phi_{21}(T_1,0)\}\overrightarrow{R_{ц0}}- \{\Phi_{12}^{-1}((T_c,0)\Phi_{11}(T_c,0)\,\Phi_{22}(T_1,0)+\Phi_{22}(T_1,0)\}\overrightarrow{V_{ц0}}; \qquad (4)$$

– в момент подхода АА к базе рассчитывается и

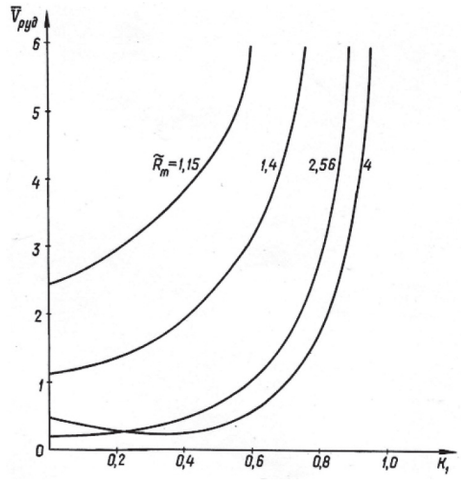

Рис. 4

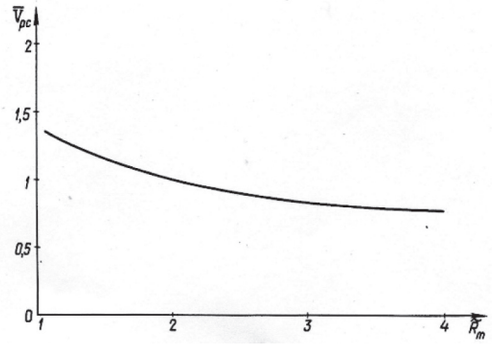

Рис. 5

3 2020.indd 186 11.09.2020 17:02:09

исполняется четвертый программный импульс $\Delta\overrightarrow{V_4}$, параметры которого; согласно этим же алгоритмам , могут быть определены по соотношению

$$\Delta\overrightarrow{V_4} = -\{\Phi_{21}(T_c,0)\Phi_{11}(T_1,0) - \\ - \Phi_{22}(T_c,0)\,\Phi_{12}^{-1}((T_c,0)\Phi_{11}(T_c,0)\,\Phi_{11}(T_1,0)\}\,\overrightarrow{R_{ц0}} - \\ -\{\Phi_{21}(T_c,0)\Phi_{12}(T_1,0) - \\ -\Phi_{22}(T_c,0)\,\Phi_{12}^{-1}((T_c,0)\Phi_{11}(T_c,0)\,\Phi_{22}(T_1,0)\}\overrightarrow{V_{ц0}}; \quad (5)$$

ЭЗ на выполнение маневра сближения можно рассчитать по формуле $V_{рсб}=\Delta V_3+\Delta V_4$, где ΔV_3 и ΔV_4 определяются соотношениями (4–5).

Для уменьшения ЭЗ желательно время $T_с$ увеличивать. Однако $T_с>\pi$ брать уже не рекомендуется, ибо в этом случае из-за усложнения характера траекторий относительного движения АА может в процессе маневра выйти из зоны действия бортового координатора. На рис. 5 показана зависимость $V_{рсб}$ от R_m при $T_с=\pi$.

Суммарные энергозатраты $V_р$ на выполнение операции опознавания или инспектирования будут определятся соотношением

$$V_р=V_{руд}+V_{ргп}+V_{рсб}.$$

Полученные соотношения (2–5) определяют алгоритмы управления АА-инспектором в общем виде. Они справедливы при линейной динамической модели ОД для любой ОСК, в которой описывается это движение, и для любой орбиты ПА-базы, с которым связано начало данной ОСК.

Литература

1. Балахонцев, В. Г. Сближение в космосе / В.Г. Балахонцев, В.А. Иванов, В.И. Шабанов. – М.: Воениздат, 1973. – 240 с.

2. Гончаревский, В. С. Основы теории управления встречей на орбите / В.С. Гончаревский. – МО СССР, 1973. – 229 с.

3. Гончаревский, В. С. Радиоуправление сближением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – М.: Советское радио, 1976. – 240 с.

4. Гончаревский, В. С. Методы и алгоритмы управления относительным движением космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 1998. – 87 с.

5. Гончаревский, В. С. Групповой полет космических аппаратов / В.С. Гончаревский. – МО РФ, 2006. – 81 с.

6. Гончаревский, В. С. Взаимный маневр космических аппаратов при отсутствии ограничений на вид траектории / В.С. Гончаревский. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010. – 115 с.

7. Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов / Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. – 523 с.

8. Ермилов, Ю. А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин. – М.: Наука, 1977. – 448 с.

9. Кубасов, В. Н. Методы сближения на орбите / В.Н. Кубасов, Г.Ю. Данков, Ю.П. Яблонько. – М.: Машиностроение, 1985. – 183 с.

10. Лебедев, А. А. Встреча на орбите / А.А. Лебедев, В.Б. Соколов. – М.: Машиностроение, 1969. – 368 с.

11. Моделирование управляемого движения космических аппаратов / В.С. Гончаревский [и др.]. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2011. – 334 с.

12. Титов, Г. С. Межорбитальные локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – М.: Машиностроение, 1982. – 246 с.

3 2020.indd 187 11.09.2020 17:02:09